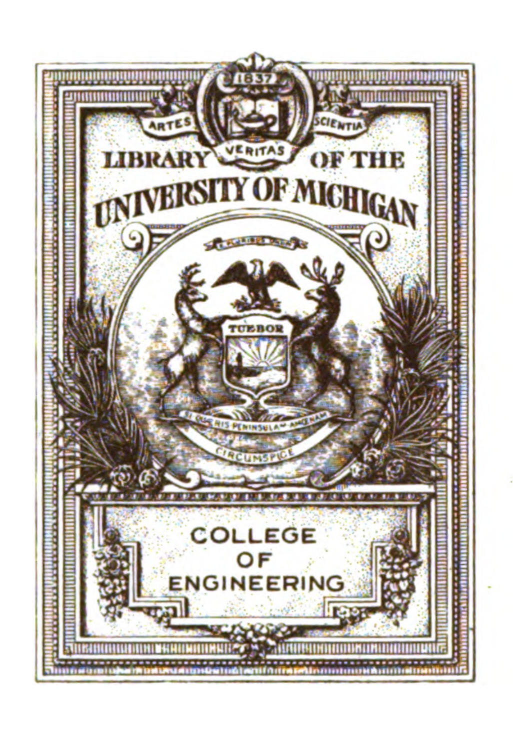






ZEITSCHRIFT FÜR FLUGTECHNIK UND MOTORLUFTSCHIFFAHRT

ORGAN DER WISSENSCHAFTLICHEN GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT E.V.

MIT BEITRÄGEN DER DEUTSCHEN VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT IN BERLIN-ADLERSHOF SOWIE DES VERBANDES DEUTSCHER LUFTFAHRZEUG-INDUSTRIELLER IN BERLIN UND DER MODELL-VERSUCHSANSTALT FÜR AERODYNAMIK IN GÖTTINGEN

SCHRIFTLEITUNG:

WISSENSCHAFTLICHE GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT E.V.

VERTRETEN DURCH DEN GESCHÄFTSFÜHRER HAUPTMANN A. D. G. KRUPP

BERLIN W. 35, BLUMESHOF 17 PT.

TEL.: LÜTZOW 6508

TELEGRAMM-ADRESSE: FLUGWISSEN

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

DR.-ING. DR. L. PRANDTL UND DR.-ING. WILH. HOFF

PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN — DIREKTOR DER DEUTSCHEN VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

13. JAHRGANG

1922

MIT 316 ABBILDUNGEN IM TEXT



MÜNCHEN UND BERLIN 1922

DRUCK UND VERLAG VON R. OLDENBOURG

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt



Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. L. Prandtl
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. Wilh. Hoff
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

1. Heft — 14. Januar 1922 — 13. Jahrgang

INHALT:

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp Berlin W 35, Blumeshof 17
zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt
erscheint monatlich zweimal und kann durch den Buchhandel, die Post oder von der Verlagshandlung zum Preise von vierteljährlich M. 14.— (*bei Lieferung nach dem Ausland zuzüglich Porto- und Versendungsspesen*) bezogen werden.

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 0,80 für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf 60 Pf. für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise.

Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand**, die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die
Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.
Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

Inhalts-Übersicht.

Verfasser-Verzeichnis.

Sachverzeichnis.

Abbildungen.

stellwinkel, das Ausschweben und der »überzogene Flug«, bewirken keine Überlastung der Flügel und interessieren daher in diesem Zusammenhang nicht. Die großen Anstellwinkel verbinden sich aber beim Abfangen und beim Kurvenflug mit so großen Fluggeschwindigkeiten, daß die auf die Flügel wirkende Kraft das Flugzeuggewicht überschreitet und damit eine Krümmung der Flugbahn nach der Flügeloberseite hin bewirkt. Man kann es bis heute als unentschieden ansehen, ob der Flügel beim Abfangen oder in engen Kurven praktisch höher beansprucht wird. Groß können die Unterschiede der auf diese beiden Arten erzeugten Höchstwerte der Flügelanstrengung jedenfalls nicht sein. Denn sonst hätte sich einer der beiden Belastungsfälle erfahrungsgemäß als der gefährlichere erwiesen. Das ist aber nicht der Fall. Praktisch kamen sowohl durch enges Kurven wie auch durch plötzliches Abfangen oder scharfe Schleifenflüge Flügelbrüche ungefähr gleich häufig vor.

Schon mehrfach wurden Versuche gemacht, Beziehungen zwischen der zu einer gewissen rechnerisch verfolgbaren Flugbahn gehörenden Überlastung der Flügel und der dafür erfahrungsgemäß erforderlichen Bausicherheit aufzustellen. Eine so aus der Flugbahn des abgefangenen Flugzeuges ermittelte Bausicherheit würde auch für den Kurvenflug genügen; denn beide Flugzustände strengen ja anscheinend die Flügel gleich stark an. Umgekehrt muß eine aus der Überlastung des Kurvenfluges gewonnene Flügelfestigkeit auch beim Abfangen ausreichen. Tatsächlich führt nur dieser letztgenannte Weg zum Ziel. Denn soweit derartige Rechnungen sich mit der Überanstrengung der Flügel durch das Abfangen beschäftigen, müssen sie vorläufig wertlos bleiben, weil auch nicht annähernd ausreichende Versuchswerte vorliegen, um diese mit der Zeit veränderliche Bewegung genügend wirklichkeitstreu, d. h. mit einer Genauigkeit von 10 bis 20 vH nachzubilden. Nur ungefähr kennt man die Fluggeschwindigkeiten zu Anfang des Abfangens. Man könnte ihre Änderungen ungefähr errechnen. Aber man weiß nicht, mit welcher Geschwindigkeit das Ruder gelegt wird, und kann daher nicht die Drehgeschwindigkeiten des Flugzeuges und seine Anstellwinkel berechnen. Abgesehen davon würden solche Rechnungen durch die erforderlichen graphischen Integrationen sehr große Mühe machen. Ganz ungleich günstigere Verhältnisse bietet der Kreisflug in einer wagrechten Ebene mit laufendem Motor. Denn hier kann man auf Grund verhältnismäßig guter Versuchsergebnisse mit viel größerer Genauigkeit einen Beharrungszustand auf einfache Weise rechnerisch verfolgen. Dementsprechend wurde der Kreisflug bereits wesentlich eingehender theoretisch behandelt[1]) als die Vorgänge beim Abfangen. Diese Arbeiten ermitteln vor allem die Durchmesser der engsten Kreise für verschiedene Flughöhen sowie die zum Durchfliegen derselben erforderlichen Zeiten. Zwar werden dort auch die zu verschiedenen Kreisradien gehörigen Überlastungen der Flügel für ein D- und ein C-Flugzeug errechnet. Dabei wird im Gegensatz zu den Ergebnissen dieser Arbeit die größte Flügelanstrengung beim Anstellwinkel der Gipfelhöhe, also beim engsten Kreis gefunden. Ausgehend von jenen früheren Arbeiten über den Kurvenflug einerseits, und von den Bausicherheitserfahrungen der Kriegszeit anderseits, soll nun eine einfache Beziehung zwischen der höchsten im Kreisflug auftretenden Überlastung der Flügel und der für den A-Fall erforderlichen Bausicherheit aufgestellt werden.

2. Durchführung der Aufgabe.

Einen allgemeinen Zusammenhang zwischen der größten Flügelüberlastung und der Bausicherheit der Flugzeuge kann man nur finden, wenn man beide für mehrere verschiedene Flugzeugarten kennt. Damit ist zunächst für einige Flugzeuge die zu einer Reihe von Kreisradien gehörige Flügelüberlastung zu ermitteln. Diese Rechnung braucht man nur für die Luftdichte in Seehöhe vorzunehmen, da die Flügel hier am meisten beansprucht werden.

Für eine so häufige Durchführung der Rechnung eignen sich die Formeln der erwähnten Arbeiten wenig. Daher wurde zur Berechnung von Kreisflügen ein Nomogramm ausgearbeitet, indem in ein bereits seit langem bewährtes Kurvenblatt zur Berechnung von Flugleistungen[1]) noch ein weiteres Linienbündel eingefügt wurde. Nach dieser Vervollständigung jenes Kurvenblattes kann in demselben auf einfache Weise die für den Kreisflug eines Flugzeuges von gegebenen Widerstands- und Auftriebszahlen bei beliebigen Kreisradien und Flügelbelastungen erforderliche Schwebeleistung in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit gezeichnet werden. Um auch die bei den gleichen Fluggeschwindigkeiten verfügbaren Schraubenleistungen auf Grund der neuen amerikanischen Propellerversuche[2]) bequem aufzeichnen zu können, wurde hierfür ein neues Nomogramm ausgearbeitet, mittels dessen für verschiedene Schraubenformen, für beliebige Durchmesser und Fluggeschwindigkeiten die Schraubenleistung berechnet werden kann, die bei Verwendung eines bestimmten Motors, für den man die Beziehung zwischen Drehzahl und abgegebenem Drehmoment kennen muß, zur Verfügung steht. Die Beschreibung dieser Nomogramme und ihrer Anwendung erfolgt an anderer Stelle, da sie nur für einen Teil der Leser von Interesse sein dürfte.

Die zahlenmäßige Berechnung der Kreisflüge wurde für folgende Flugzeuge durchgeführt: SSW D IV; DFW C V; Alb D III; Staak R XIV. Als Ergebnisse einer derartigen Nomogrammrechnung sind in Abb. 1 die für den Kreisflug

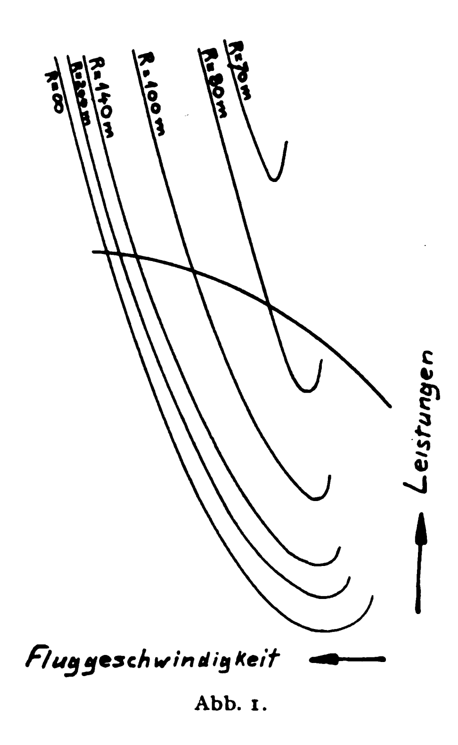


Abb. 1.

der DFW C V erforderlichen Schwebeleistungen in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit für verschiedene Kurvenradien gezeichnet. Im gleichen Maßstab ist dort die die bei Verwendung eines 220-PS-Benz mit einer guten Luftschraube erzielbare Schraubenleistung eingetragen. Diese Darstellung bezieht sich, dem Zweck entsprechend, nur auf den Flug in Bodennähe. Eine wagrechte Kurve wird bei derjenigen Geschwindigkeit geflogen, bei welcher die Linie der Schraubenleistung die Schwebeleistungslinie des betreffenden Radius schneidet. Fliegt das Flugzeug schneller (langsamer), so fällt (steigt) es mit einer Geschwindigkeit proportional dem Unterschied zwischen Schwebe- und Schraubenleistung, d. h. dem zugehörigen senkrechten Abstand beider Leistungskurven. Man kann nun zunächst aus Kurvenradius und zugehöriger Fluggeschwindigkeit die aus Gewicht und Fliehkraft sich zusammensetzende Mittelkraft berechnen, die von

[1]) Kann, Der wagrechte Kurvenflug des Flugzeuges, TB III, Seite 260. Salkowski, Der Kurvenflug eines Flugzeuges, TB III, Seite 267.

[1]) Rohrbach und Lupberger, Zeichnerisches Verfahren zur Berechnung der Geschwindigkeit und des Steigvermögens der Flugzeuge, TB III, Seite 218.

[2]) Durand and Lesley, Experimental Research on Airpropellers, Reports Nr. 14, 30, 64, 109 of National Advisory Committee for Aeronautics, U. S. A.

den Flügeln zu tragen ist. Damit hat man die Kurvenüberlastung α nach der Formel:

$$\alpha = \sqrt{1 + \frac{v^4}{g^2 r^2}} \quad \ldots \ldots \quad (1)$$

Hierin bedeuten:

$\alpha = \frac{\text{von den Flügeln zu tragende Last}}{\text{Gewicht des Flugzeuges}}$,
v = Fluggeschwindigkeit in m/s,
r = Kreisradius in m,
g = Erdbeschleunigung in m/s².

Für die Zwecke der vorliegenden Untersuchung wurde allerdings die wiederholte Anwendung dieser schlecht auszurechnenden Formel vermieden, da sich die Kurvenüberlastung der Flügel sehr einfach mittels des Nomogramms finden läßt. Die vier genannten Flugzeuge werden durch die Angaben der Zahlentafel 3 charakterisiert. Die bei verschiedenen Kurvenradien auftretenden Überlastungen ihrer Flügel sind in Abb. 2 dargestellt. Es zeigt sich deutlich, wie die Flügel der wendigen Flugzeuge geringer Leistungsbelastung durch das Kurven viel mehr angestrengt werden als die der trägen Maschinen mit kleinem Leistungsüberschuß. Man erkennt, daß die größte Überlastung nicht beim engsten Kreis stattfindet; denn dieser wird infolge der bei kleinen Geschwindigkeiten geringeren verfügbaren Schraubenleistung verhältnismäßig so langsam durchflogen, daß wieder geringere Fliehkräfte entstehen.

Zahlentafel 3. Die Flugzeuge des Rechnungsbeispieles.

Flugzeug	Gewicht	Bremsleistung der Motoren	Flügelinhalt	Luftwiderstandsbeiwerte
SSW D IV	700 kg	200 PS	15,2 qm	nach TB III, Seite 262
Alb D III	910 kg	178 PS	22,0 qm	wie DFW. C. V. angenommen
DFW C V	1 540 kg	235 PS	42,2 qm	nach TB III, Seite 270
Staak R XIV	14 000 kg	1225 PS	332,0 qm	nach eigenen Erfahrungen

Um zu übersehen, in welcher Weise die Überlastung in der Kurve von den Luftwiderstandsbeiwerten, von Flügel- und Leistungsbelastung usw. abhängt, wird Gleichung (1)

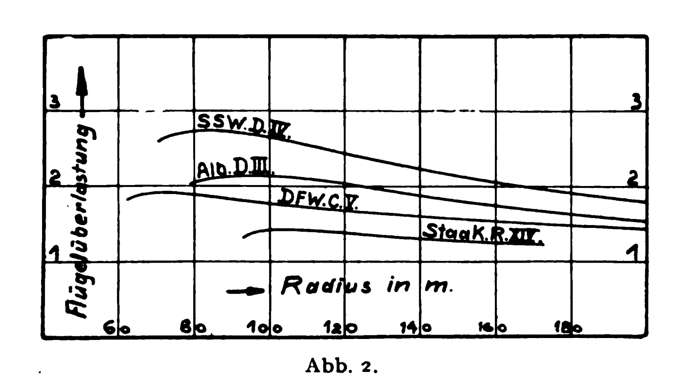


Abb. 2.

unter Benutzung von Gedankengängen früherer Arbeiten[1]) umgeformt zu:

$$\alpha = \sqrt[3]{\frac{\frac{c_a^3}{c_w^2} \cdot 358 \cdot \eta^2}{\left(\frac{G}{N}\right)^2 \cdot \left(\frac{G}{F}\right)}} \quad \ldots \ldots \quad (2)$$

und damit:

$$\alpha = \frac{\gamma}{\gamma_g} \quad \ldots \ldots \ldots \ldots \quad (3)$$

Hier bedeutet G = Flugzeuggewicht in kg, N = Bodenleistung des Motors in PS, F = Flügelinhalt in m², η = Schraubenwirkungsgrad, γ = Luftdichte am Boden in kg/m³, γ_g = Luftdichte in Gipfelhöhe. Die Gleichungen (2) und (3) liefern natürlich nur insoweit richtige Ergebnisse, als die bei ihrer Ableitung gemachten Annahmen mit der Wirklichkeit

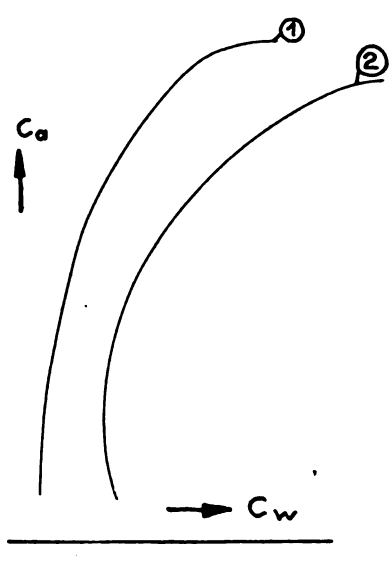


Abb. 3.

übereinstimmen. Diese Voraussetzungen sind außer den allgemein üblichen insbesondere: Leistung des Motors proportional der Luftdichte abnehmend, und Schraubenleistung von der Fluggeschwindigkeit unabhängig. Für genaue Rechnungen ist daher die Anwendung des Nomogramms und der Formel (1) vorzuziehen. Allerdings muß man hierzu die aerodynamischen Beiwerte des Flugzeuges, sowie seinen Schraubenwirkungsgrad und die anderen Größen der Formel genau kennen. Wo dies nicht der Fall ist, wird die einfache Gleichung (3) oft zuverlässigere Ergebnisse liefern als der Versuch durch irgendwelche Annahmen für die etwa nicht bekannten Werte mit dem Nomogramm oder mit Gleichung (2) zum Ziel zu kommen.

Gleichung (2) zeigt deutlich, in welchem Maße die Flügelüberlastung im wagrechten Kreisfluge wächst, wenn das Flugzeug aerodynamisch verbessert wird, oder wenn der Schraubenwirkungsgrad erhöht, oder Leistungs- und Flügelbelastung vermindert wird.

3. Das Ergebnis.

Das folgende Zahlenbeispiel, welches wiederum unter Anwendung des Nomogramms errechnet wurde, gibt für Kreisflüge mit verschiedenen Radien die Flügelüberlastung von zwei Flugzeugen, Nr. 1 und 2, gleicher Leistungs- und Flügelbelastung, 4,75 kg/PS und 45 kg/m², sowie gleichen Schraubenwirkungsgrades, 0,78, die sich nur durch ihre verschiedene aerodynamische Güte unterscheiden, Abb. 3 und 4. Die Höchstgeschwindigkeit des Flugzeuges 1 ergibt sich zu 225 km/h, dagegen die von Nr. 2 nur zu 175 km/h. Die größte Steiggeschwindigkeit beträgt bei Nr. 1: 7,0 m/s, bei Nr. 2 6,5 m/s. Man erkennt aus Abb. 4, daß der Flügel des aerodynamisch besseren der beiden Flugzeuge in der Kurve um 44 vH höhere Beanspruchungen auszuhalten hat als der des weniger guten Flugzeuges Nr. 2. Wenn für Nr. 2 daher 5,5fache Sicherheit ausreicht, muß Nr. 1 für 8,0fache Last gebaut sein, um im Kurvenflug die gleiche tatsächliche Sicherheit gegen Bruch zu gewährleisten. Für dieses Beispiel wurde das bessere Flugzeug Nr. 1 mit einer Luftschraube ausgestattet gedacht, die große Fluggeschwindigkeit ergibt; hierdurch unterscheiden sich die Steiggeschwindigkeiten beider Flugzeuge trotz der großen Verschiedenheit ihres Luftwiderstandes nicht wesentlich, Abb. 5. Würde man dem Flugzeug Nr. 1 unter Verzicht auf einen kleinen Teil der Höchstgeschwindigkeit eine Schraube geben, die sich ebenso ausgesprochen besonders für das Steigen eignet, wie dies bei der von Nr. 2 der Fall ist, so würde die Steiggeschwindigkeit von Nr. 1 wesentlich größer als die von Nr. 2 sein, und die Werte von α würden sich dann um weit mehr als 44 vH unterscheiden. Es wäre somit in jedem Falle äußerst gefährlich, dem Flügel

[1]) Kann, TB III, Seite 264. Salkowski, TB III, Seite 267.

eines solchen aerodynamisch wesentlich besseren, und damit leistungsfähigeren Flugzeuges — etwa in der Annahme, daß man es mit einem »Erfahrungswert« zu tun habe — die gleiche Bausicherheit zu geben, die bei einer weniger guten Maschine praktisch stets als ausreichend festgestellt wurde.

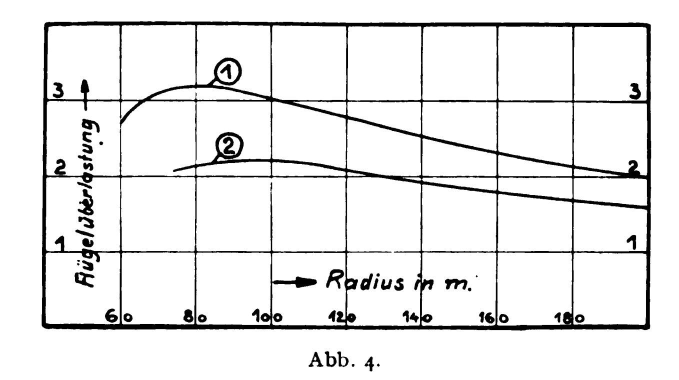


Abb. 4.

Da einige der heutigen Verkehrsflugzeuge hinsichtlich ihrer aerodynamischen Güte den Flugzeugen des Kriegsendes, für welche allein genügende Bausicherheitserfahrungen vorliegen, wesentlich überlegen sind, und da mit weiteren aerodynamischen Verbesserungen zu rechnen ist, muß mit Rücksicht auf die Beanspruchung im Kurvenflug vor der unmittelbaren Verwendung der Lastvielfachen der Kriegsbauvorschriften für sehr gute neue Flugzeuge gewarnt werden. Man hört oft sagen, daß bei Verkehrsflugzeugen die Wendigkeit weniger Beachtung verdiene. Zweifellos brauchen sie nicht eigens auf größte Wendigkeit gezüchtet zu werden. Aber abgesehen davon, daß bei Vorführungen oder bei anderen Gelegenheiten mancher Führer, ohne dazu gezwungen zu sein, enge Kurven auch mit Verkehrsmaschinen fliegen wird, sind im Verkehr selbst eine ganze Reihe Lagen denkbar, in denen eine scharfe Kurve nicht zu vermeiden ist, so z. B. beim Ausweichen vor plötzlich auftauchenden Hindernissen, oder um bei Notlandungen schnell noch einen engen Platz zu erreichen. Daher müssen die Flügel jedes Verkehrsflugzeuges jeder Kurve und jedem Abfangen standhalten. Die Erfahrungswerte hierfür liefert der Vergleich der Höchstwerte der in Abb. 2 wiedergegebenen Kreisflugüberlastungen mit den zugehörigen

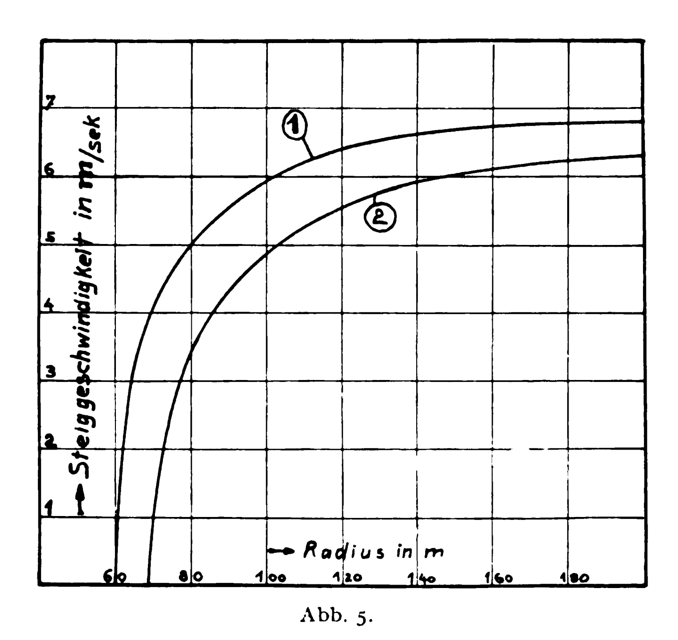


Abb. 5.

Lastvielfachen des A-Falles, wie sie in den Kriegsbauvorschriften enthalten sind. Wir bezeichnen den Faktor, mit welchem die größte Kreisflugüberlastung zu vervielfachen ist, um die Flügellastvielfachen für den A-Fall zu erhalten, als die Kreisflugsicherheit σ_A. In Zahlentafel 4 sind für vier bekannte Kriegstypen die Werte von α und σ_A zusammengestellt.

Zahlentafel 4. Kreisflugüberlastungen und Bausicherheiten.

Flugzeug	Flügellast-vielfache		Größte Flügel-überlastung		σ_A	σ_B
	A-Fall	B-Fall	beim Kreisradius	Wert von α		
SSW D IV	6,5	4,0	82 m	2,74	2,38	1,46
Alb D III	5,0	3,5	86 m	2,12	2,36	1,65
DFW C V	4,5	3,0	72 m	1,93	2,34	1,55
Staak R XIV	3,5	2,25	105 m	1,43	2,45	1,57

Außer dem wagrechten Kreisflug mit laufendem Motor sind noch andere Beharrungszustände möglich, bei welchen die Flügel eine größere Last als im unbeschleunigten Geradeausflug zu tragen haben. Denn die Flügel werden ähnlich beansprucht, wenn der Kreisflug durch gleichzeitiges Steigen oder Niedergehen zum Spiralflug wird. Mit Rücksicht auf die mit der Höhe veränderliche Luftdichte muß sich bei solchen Spiralflügen die Krümmung stetig nach unten verengen, wenn die Überlastung der Flügel einen unveränderlichen Wert haben soll. Aus der bei kleinen Radien sehr starken Änderung der senkrechten Komponente der Fluggeschwindigkeit, Abb. 5, geht hervor, daß nur bei sehr steilen engen Spiralflügen die Flügel wesentlich mehr überlastet werden können als beim engsten wagrechten Kreisflug. Man kann daher annehmen, daß die zu letzterem gehörigen Werte von α, wenn überhaupt, so nur selten überschritten werden, wobei dann die Größe einer solchen, an sich möglichen Überschreitung durch dieselben Faktoren gegeben wäre, die nach den Gleichungen (1) bis (3) für den wagrechten Kreisflug maßgebend sind. Ähnliches gilt für die wohl am meisten zu fürchtenden Kräfte, die bei einer Kombination von Kurvenflug und Abfangen die Flügel belasten. Alle diese Überlegungen sprechen also dafür, daß σ_A einen Wert darstellt, der — wenn er auch nicht unmittelbar die im ungünstigsten Fall noch vorhandene Sicherheit angibt — doch diesem Kleinstwert der Bausicherheit proportional ist.

Tatsächlich beweist auch die sehr gute Übereinstimmung der bei ganz verschiedenartigen Flugzeugen gefundenen Werte von σ_A, daß in σ_A eine sehr zuverlässige Erfahrungszahl vorliegt. Man kann also für alle möglichen Flugzeuge die gleiche Größe von σ_A verwenden und findet die richtigen Flügellastvielfachen nach Gleichung (1) bis (3) als:

$$\text{Lastvielfache des A-Falles} = \sigma_A \cdot \sqrt{1 + \frac{v^4}{g^2 r^2}} \quad . \quad . \quad (1a)$$

$$\text{Lastvielfache des A-Falles} = \sigma_A \cdot \sqrt[3]{\frac{\frac{c_a^3}{c_w^2} \cdot 358\, \eta^2}{\left(\frac{G}{N}\right)^2 \cdot \left(\frac{G}{F}\right)}} \quad . \quad (2a)$$

$$\text{Lastvielfache des A-Falles} = \sigma_A \frac{\gamma}{\gamma_g} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3a)$$

Hierbei darf der Wert von σ_A nach den Erfahrungswerten der Zahlentafel 4 nicht wesentlich kleiner sein als 2,5, wenn die Flügelfestigkeit genügen soll. Diese Kenntnis der erfahrungsgemäß richtigen Höhe von σ_A gestattet nun für jeden besonderen Fall eine genauere Anpassung der Bausicherheit des A-Falles an die Eigenschaften eines bestimmten Flugzeuges als dies bisher möglich war. Damit kann die Bausicherheit so gering gewählt werden, wie es in jedem Fall nur möglich ist. Vielleicht kann für manche Flugzeugarten die Anwendung geringerer Lastvielfachen als bisher Vorschrift war, so begründet werden. Anderseits sieht man, wieviel bei neueren, besseren Flugzeugen die Bausicherheit höher sein muß, als man nach den Angaben der B. L. V. 1918 für richtig halten könnte.

Nachdem so ein einwandfreier Weg zur Ermittlung der Flügellastvielfachen bei großen Anstellwinkeln gefunden ist, entstehen die Fragen, was hiernach für die Flügelfestigkeit bei den übrigen Anstellungen gelten soll, und welche Folgerungen sich etwa für die Festigkeit des Leitwerkes und des Rumpfes soweit dieser zur Übertragung der Luftkräfte aus dem Leitwerk dient, ergeben.

Bei kleinen positiven Anstellwinkeln, also im B-Fall, wird die Flügelfestigkeit vor allem in steilen Spiralgleitflügen

und beim Hochnehmen aus dem Sturzflug ausgenutzt. Der letztere Vorgang ist der rechnerischen Nachbildung aus den schon bei der Besprechung des Abfangens erwähnten Gründen weit weniger zugänglich als der Spiralgleitflug. Spiral- und Kreisflugfähigkeit eines Flugzeuges hängen von den gleichen Faktoren ab. Daher liegt es nahe auch für den B-Fall die Flügellastvielfachen in der für den A-Fall entwickelten Weise nach den Gleichungen (1a) bis (3a) mittels eines ähnlichen Erfahrungswertes σ_B, an Stelle von σ_A, zu bestimmen. In Zahlentafel 4 befinden sich deshalb auch die von den Kriegsbauvorschriften für den B-Fall verlangten Lastvielfachen sowie die aus der Division derselben durch α gefundenen Werte von σ_B; auch diese stimmen untereinander sehr gut überein.

Die Angaben der Kriegsbauvorschriften für den Sturzflug, C-Fall, sollten in allen wichtigen Fällen durch die Ergebnisse besonderer aerodynamischer Nachrechnungen der beim Sturzflug auf die Flügel wirkenden Kräfte und ihrer Momente ersetzt werden.

Für die Bestimmung der, allerdings auch am wenigsten wichtigen Bausicherheit des Rückenfluges, D-Fall, fehlen noch alle Grundlagen. Man wird gut tun, auch die Lastvielfachen des D-Falles gegenüber den Werten der Kriegsbauvorschriften entsprechend zu erhöhen, wenn man im A- und B-Fall höhere Lastvielfache als bei Kriegsende üblich gefunden hat.

Die Luftkräfte auf das Leitwerk stellen Gleichgewicht zwischen den Luftkräften auf die Flügel und auf die übrigen Bauteile einerseits, und zwischen Schraubenzug und Massebeschleunigungskräften anderseits her. Hieraus ergibt sich ohne weiteres, daß die Festigkeitsansprüche an das Leitwerk von denen an den Flügel abhängen. Man hat also zunächst für die zum A-, B-, C-, D-Fall gehörigen Anstellwinkel die Kräfte zu bestimmen, die auf das Höhenleitwerk wirken müssen, damit Gleichgewicht mit den übrigen Kräften besteht. Für die Aufnahme dieser Höhenleitwerkskräfte sind dann die gleichen Lastvielfachen vorzusehen, wie für die Flügel bei den zugehörigen Flugzuständen. Das Seitenleitwerk erhält ausreichende Festigkeit, wenn seiner Berechnung der im ungünstigsten Fall auf das Höhenleitwerk wirkende Druck zugrunde gelegt wird. Von wie großer Bedeutung diese individuelle Ermittlung der Leitwerkssicherheiten werden kann, zeigte sich bei der Konstruktion des Staakener 1000-PS-Eindeckers. Infolge der hohen Flügelbelastung treten dort so große Drücke auf das Leitwerk auf, daß die in den Kriegsbauvorschriften einfach in kg/m² angegebenen Bruchbelastungen für Leitwerksflächen etwa nur halb so feste Höhenflossen ergeben hätten, als sie tatsächlich nach der aerodynamischen Rechnung erforderlich sind.

Die Weiterbildung der Flugzeuge bewirkt eine ständige Verkleinerung ihres Luftwiderstandes. Wie gezeigt wurde, muß damit gleichlaufend die Bausicherheit mehr und mehr vergrößert werden. Der Konstrukteur mag es bedauern, daß die hierzu erforderlichen Mehrgewichte den Gewinn aus der Verringerung des Luftwiderstandes mindern. Dagegen wird es der die Flugzeuge herstellende und benutzende Betriebsmann begrüßen, daß die Entwicklung ihm so nicht nur immer leistungsfähigere, sondern — infolge ihrer höheren Bausicherheit — auch immer derbere, weniger empfindliche Flugzeuge bringen muß.

Über Windbeeinflussung durch Gebirge.

Von Walter Georgii, Frankfurt a. M.

Auf der Tagung der WGL in München wurde bei der Besprechung des diesjährigen Rhönsegelflugwettbewerbes auch auf die Wichtigkeit der meteorologischen Mitarbeit bei der Lösung des Segelflugproblems hingewiesen und geradezu der »Vorspann der Meteorologie« gefordert. Die auf der Wasserkuppe tätig gewesenen Meteorologen haben wohl am meisten empfunden, daß sich in Zukunft die meteorologische Beratung weitere Ziele stecken muß. Hierzu bedarf es der Vorarbeit. Die meteorologischen Erfahrungen über die Windströmungen neben, am und über dem Berghang sind seither nur allgemeiner Art und entbehren zahlenmäßiger Feststellungen und Beobachtungen. Die Möglichkeit, derartige Messungen auf der Wasserkuppe anzustellen, war seither nicht gegeben. Das beste Bild der Luftströmung im Bereich dieses Berges bot sich dem scharfen Beobachter noch an trüben Tagen mit Nebeltreiben. An solchen Tagen wurde die Windströmung, ihre Ablenkung am Hang und in Tälern, durch das Treiben der Nebelfetzen gut sichtbar. Aufströmende Luft verriet sich durch die am Berg hochkommenden Wolkennebel, niedersinkende Luft zeigte sich durch Auflösung der Kondensation. Alle diese Beobachtungen ergeben aber nur qualitative Resultate und lassen keine Gesetzmäßigkeiten ableiten. Es wäre ein Leichtes, durch aerostatisch abgewogene Ballone (Pilotballone) eine regelrechte Vermessung der Luftströmung im Wasserkuppengelände vorzunehmen und für die auftretenden Windrichtungen den Bergeinfluß und seine Reichweite, horizontal und vertikal, festzulegen.

In welcher Richtung zu arbeiten wäre, ergibt sich aus den Ergebnissen, die sich aus den Beobachtungen des Bergeinflusses an anderen Geb[illegible]n ableiten ließen.

Diese Beobachtungen erstrecken sich in der Hauptsache auf die Einflußhöhe des Gebirges, welche die obere Grenze der gekrümmten Stromlinien über dem Gebirge angibt, und auf die Windverstärkung, die durch Querschnittsverengerung über dem Gebirge verursacht wird. Einige Aufschlüsse hierüber verdanken wir Ballonfahrten im Gebirge. Bei der Fahrt des Ballon Vega über die Diablerets (3300 m) wurde beim Überfliegen des Kammes die maximale Windverstärkung in 4300 m festgestellt. Die Windstärke stieg von 9 m/s vor dem Kamm auf 22 bis 26 m/s über dem Gipfel und ging 3 km hinter dem Grat wieder auf 14 m/s zurück. Die Einflußhöhe des 3300 m hohen Gebirges betrug also etwa 1000 m. Bei weitem den größten Teil von Ballonbeobachtungen dieser Art verdanken wir Herrn H. Ficker. Die Barogramme der von ihm veröffentlichten Fahrten lassen deutlich die Hebung und Senkung des Ballons entsprechend dem Stromlinienverlauf über den Gebirgskämmen und Tälern erkennen. Im Mittel ergab sich aus diesen Fahrten für eine Gebirgshöhe von 2500 m eine Einflußhöhe von 650 m. Von thermodynamischen Voraussetzungen ausgehend, habe ich versucht, die Gebirgseinwirkung im deutschen Mittelgebirge festzustellen. Durch den Unterschied der adiabatischen Temperaturabnahme am Berghang und des gewöhnlich kleineren Temperaturgradienten der freien Atmosphäre muß sich über dem Gebirge eine Temperaturinversion ausbilden, deren Höhenlage der oberen Grenze der aufsteigenden Stromlinien oder der Einflußhöhe des Gebirges entspricht.

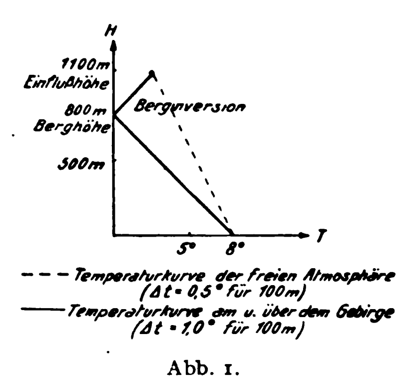


Abb. 1.

Drachenaufstiege im Gebirge geben also ein Mittel, durch Feststellung dieser Berginversion zugleich die Einflußhöhe des Gebirges zu bestimmen. Die Aufstiegsergebnisse des Taunusobservatoriums auf dem kleinen Feldberg i. T. bieten hierfür reichliches Material. Sie ergeben eine mittlere Höhenlage der Berginversion von 1080 m; dies besagt, daß die Einwirkung

Windrichtung	N	NO	O	SO	S	SW	W	NW
Mittl. Einflußhöhe	1150	1040	1045	1040	1000	1120	1135	1160
Abweichung v. allg. Mittel	+ 70	— 40	— 35	— 40	— 80	+ 40	+ 55	+ 80

der 820 m hohen Feldbergkuppe auf die Windströmung im Mittel bis 260 m über den Gebirgskamm reicht. Je nach der Windrichtung ist die Einflußhöhe bestimmten Abweichungen unterworfen. Sie ist am höchsten bei Nordwestwind, am niedrigsten bei Südwind. Die Schwankungen der Werte

zeigen eine gewisse Gesetzmäßigkeit und lassen eine Abhängigkeit vom jeweiligen Zustand der Atmosphäre erwarten. Die Höhe der Gebirgseinwirkung muß von dem Temperaturgradient der freien Atmosphäre abhängen. Je geringer dieser Temperaturgradient ist, desto geringer muß auch die Einflußhöhe sein, weil die am Berghang zwangsweise gehobenen Luftteilchen bei stabilem Gleichgewichtszustand der freien Atmosphäre wieder in ihre Ruhelage zurückstreben. Die zurückführende Beschleunigung ist aber um so größer, je kleiner die Temperaturabnahme in der freien Atmosphäre ist. Ihr Wert berechnet sich aus $\gamma = g \cdot \frac{T - T'}{T'}$, wenn g die Schwerebeschleunigung, T die absolute Temperatur des Berggipfels, T' die der freien Atmosphäre ist. Die vertikale Geschwindigkeit v der am Berge erzwungen aufsteigenden Luft muß infolge der Gegenwirkung der Beschleunigung γ in der Höhe $h = \frac{v^2}{2\gamma}$ aufgebracht sein. Die mittlere Temperatur des Feldberges ist 4,9°, die der freien Atmosphäre in gleicher Höhe = 5,3°; infolgedessen wird

$$\gamma = \frac{9{,}81\,(277{,}9 - 278{,}3)}{278{,}3} = -0{,}014 \text{ m/s}.$$

Die Vertikalgeschwindigkeit am Berghang v ist, wie spätere Ergebnisse zeigen werden, bei Südwestwind = 3,4 m/s. Die Einflußhöhe errechnet sich somit zu $h = \frac{11{,}56}{0{,}028} = 400$ m; ein Wert, der sich der Größenordnung nach durchaus dem aus den Drachenbeobachtungen abgeleiteten Werte bei Südwestwind = 300 m anpaßt. Die Einflußhöhe ist also direkt eine Funktion des Temperaturgradienten. Hieraus erklären sich ohne weiteres ihre Höhenschwankungen mit der Windrichtung. Da bei südlichen bis östlichen Winden die Temperaturabnahme der freien Atmosphäre am geringsten ist, muß bei diesen Winden auch die Einflußhöhe am niedrigsten sein, das Umgekehrte gilt bei nordwestlichen Winden, die den stärksten Temperaturgradient und die größte Einflußhöhe aufweisen. Diese Beziehung zwischen Einflußhöhe und Temperaturgradient liefert auch die Grundlage für den allgemeinen, gesetzmäßigen Zusammenhang zwischen Gebirgshöhe und Einflußhöhe. Der Temperaturgradient wächst im Durchschnitt mit der Höhe, und zwar erfolgt die Zunahme, abgesehen von den unteren Schichten, nahezu linear. Man muß also erwarten, daß auch die Einflußhöhe linear mit der Höhe ansteigt. Zur Feststellung dieser Verhältnisse wurden noch nach Drachenaufstiegen, in gleicher Weise wie für den Feldberg, die Einflußhöhen über dem Ritten b. Bozen (1500 m) bestimmt. Es ergab sich eine mittlere Einflußhöhe von 400 m. Sämtliche vorliegende Beobachtungen zeigen nun tatsächlich eine lineare Zunahme der Gebirgseinwirkung mit der Höhe. Selbst die einzelne Beobachtung aus 3300 m paßt sich der Geraden an.

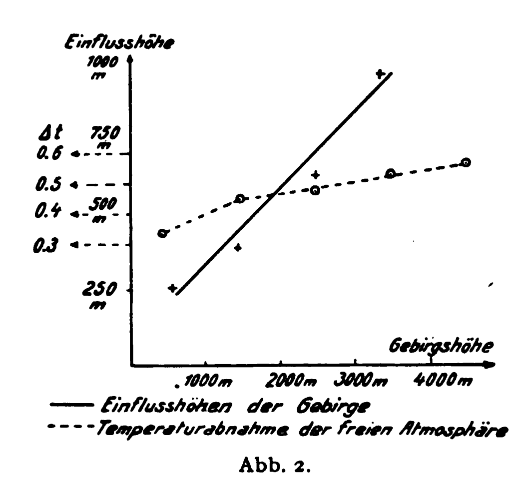


Abb. 2.

Es gilt also allgemein, daß **die mittlere Einflußhöhe gleich dem 0,3fachen der absoluten Gebirgshöhe ist.** Im Einzelfall weichen natürlich die Einflußhöhen recht beträchtlich, bis zu 100 vH, von diesem Mittelwert ab. Zwei Beispiele seien zur Charakterisierung der Einzelfälle gegeben:

Einflußhöhen.

	Höhe	Einflußhöhe	Einflußhöhe / Höhe
Feldberg i. T. .	820	260	0,32
Ritten b. Bozen	1500	400	0,28
Kalkalpen . . .	2500	650	0,26
Diablerets . . .	3300	1000	0,30
		Mittel	0,29

Mittlere Temperaturgradienten der freien Atmosphäre.

Höhe km	Δt für 100 m
0—1	0,33
1—2	0,46
2—3	0,50
3—4	0,57
4—5	0,62

Feldberg i. T., 6. Okt. 1915, 4—5 h p.

Höhe	Temp.	Feucht.	Wind
820	3,8°	100 vH	NNE 10
1000	3,6 bis 4,2°	93 bis 83 vH	NE 6
1500	2,2°	87 »	NE 6
1650	1,1°	91 »	NE 6
1500	2,2°	88 »	NE 6
1000	3,5°	93 »	NNE 13
820	3,7°	96 »	NE 13

Bew.: bedeckt, Nebel.
Anstieg: 970 bis 1030 m: 3,3° bis 4,0°, 100 bis 87 vH; 970 bis 1190 m: 3,3 bis 4,8°, 100 bis 79 vH.
Abstieg: 820 bis 920 m: 3,7°; 970 bis 1230 m: 3,5° bis 4,1°, 95 bis 83 vH.
1300 m sehr scharfe Windgrenze.

An diesem Tage bestimmt sich aus den Temperaturinversionen die Einflußhöhe in 1200 m. Sie fällt gleichzeitig mit einem Windsprunge zusammen. Der folgende Aufstieg zeigt die großen Schwankungen, welchen die Höhenlage der Inversion zeitlich unterliegt.

Feldberg i. T., 7. Nov. 1914, 4 bis 5[45] p.

Höhe	Temp.	Feucht.	Wind
820 m	6,3°	100 vH	NW 8
1000 »	5,0°	—	NW 8
1500 »	3,7°	—	NNW 6
1750 »	2,1°	60 »	NNW 6
1500 »	4,1°	55 »	NW 6
1000 »	5,1°	94 »	NW 9
820 »	6,1°	100 »	NW 9

Bew.: bedeckt, Nebel.
Obere Grenze teils sehr niedrig, teils bis 1500 m.
Anstieg 1320 m: sprungweise Temperaturzunahme von 3,1 bis 4,8°, 90 vH bis 47 vH.
Zeitweise liegt die Inversion oberhalb 1500 m.
Abstieg: 1240 bis 1280 m: 4° bis 5,3°, 83 vH bis 52 vH.

Je nachdem der Wind mit stärkeren oder schwächeren Böenstößen am Berghang emporstößt, liegt die Einflußhöhe höher oder tiefer. Sie schwankt während dieses Aufstieges zwischen 1280 und 1500 m.

Nächst der Einflußhöhe interessiert von den Gebirgseinwirkungen auf die Luftströmung noch die **Windverstärkung**, die über den Gebirgskamme infolge Verengerung der Stromröhren auftritt. Der Vergleich der Windmessungen über Frankfurt a. M. in 820 m Höhe mit den gleichzeitigen Messungen über der Feldbergkuppe ergibt eine mittlere Windzunahme von 1 m/s über dem Gebirge. **Die mittlere Windstärke der freien Atmosphäre von 6,5 m/s steigt über dem Berge auf 7,6 m/s.** Charakteristische Unterschiede ergeben sich beim Vergleich der verschiedenen Windrichtungen und Windstärken.

Mittlere Differenz der Windstärke über dem Feldberg gegenüber der freien Atmosphäre.

a) in Abhängigkeit von der Windrichtung.

N	NE	E	SE	S	SW	W	NW
+ 1,0	+ 1,0	+ 2,3	+ 2,6	0,0	— 0,7	+ 1,4	+ 2,1

b) in Abhängigkeit von der Windstärke.

0—4 m/s	5—8 m/s	9—12 m/s	13—16 m/s
+ 0,4	+ 2,2	+ 1,6	(— 1,4)

Die hervortretenden Unterschiede erklären sich aus orographischen Verhältnissen. Aus je größerer Tiefe die Luft heraufgeführt wird, desto stärker wächst ihre Geschwindigkeit über dem Gebirgskamm. Da Ost- und Südostwinde durch ein besonders tief eingeschnittenes und in die Ebene auslaufendes Tal herangeführt werden, ist bei ihnen die Windzunahme über dem Gipfel am größten. Die Südwestwinde sind über dem Feldberg schwächer als in der freien Atmosphäre. Diese Windabnahme verrät, daß die Strömungslinien bei Südwestwind über der Kuppe des kleinen Feldberges noch im Aufsteigen sind. Das Gelände steigt in der Bewegungsrichtung des Südwestwindes auch noch um weitere 60 m zum Plateau des großen Feldberges an. Aus der Abweichung der Windstärke = — 0,7 m/s berechnet sich die Vertikalkomponente des Südwestwindes zu 3,4 m/s. Weiterhin zeigt sich, daß die Windzunahme über dem Gebirge von der Windgeschwindigkeit der freien Atmosphäre selbst abhängt und ihren größten Betrag bei 5 bis 8 m/s erreicht, darüber wesentlich abnimmt und vielleicht bei großen Windstärken (> 13 m/s) negativ wird. Diese Erscheinung deckt sich mit den praktischen Erfahrungen bei Ballonfahrten (K. Wegener u. H. Ficker).

Für die Nachprüfung, inwieweit der aus den Beobachtungen abgeleitete Mittelwert der Windzunahme mit dem rechnerisch bestimmbaren übereinstimmt, bedarf es zunächst der Feststellung der Höhe, aus welcher im allgemeinen die Luft vor dem Gebirge zum Gipfel heraufgeweht wird. Diese Höhe ergibt sich aus dem Temperaturunterschied zwischen Berggipfel und freier Atmosphäre nach der Formel:

$$h = \frac{t_0 - t'}{0{,}99 - \Delta t}$$

worin t_0 die Temperatur der freien Atmosphäre in Gebirgshöhe, t' die Bergtemperatur und Δt der mittlere Temperaturgradient der freien Atmosphäre in der fraglichen Höhenschicht ist. Die mittlere Jahrestemperatur des Feldberges ist $t' = 4{,}9^0$, die der freien Atmosphäre in gleicher Höhe $t_0 = 5{,}3^0$. Δt ist für 0 bis 1000 m Höhe = 0,33. Folglich wird

$$h = \frac{5{,}3 - 4{,}9}{0{,}99 - 0{,}33} = 61 \text{ m.}$$

Nach den Temperaturverhältnissen des Feldberges im Vergleich zur freien Atmosphäre kann man also annehmen, daß die Luft am Feldberghang um 61 m heraufgeweht wird. Die Windgeschwindigkeiten verhalten sich nun umgekehrt wie die Querschnitte der Stromröhren, oder bei der Breite 1 der Stromröhren umgekehrt wie die Höhen. Es gilt also, wenn v_0 die Windstärke über dem Gebirge, v die der freien Atmosphäre und h_0 die Einflußhöhe des Gebirges ist:

$$v_0 = \frac{h_0 + 61}{h_0} \cdot v = \frac{321}{260} v = 1{,}2\, v.$$

Für $v = 8$ m/s wird $v_0 = 9{,}6$ m/s, d. h. also, daß die Windzunahme über dem Gebirge 1,6 m/s beträgt, ein Wert der mit unseren, aus den Beobachtungen abgeleiteten Resultate gut übereinstimmt. Ebenso wie die Einflußhöhe zeigt auch die Windzunahme über dem Gebirge im Einzelfall ziemliche Abweichungen vom Mittelwert. Die Windverstärkung kann im Einzelfall 100 vH der freien Atmosphäre betragen.

Für den Segelflug dürften die vorliegenden Untersuchungen manchen nützlichen Hinweis geben. Es zeicht sich, daß die Windverhältnisse über einem Gebirgsplateau besonders günstige Flugbedingungen geben müssen. Die Schwankungen der Windstärke sind hier besonders groß und lassen sich namentlich an der Grenze der Einflußhöhe für den dynamischen und statischen Segelflug ausnutzen. Der Segelflug von Herrn Harth auf dem Heidelstein ist in der Hauptsache über dem Plateau ausgeführt. Die hier auftretende Windverstärkung und die an der Grenze der Einflußhöhe vorhandenen Windsprungschichten werden mit zu dem Erfolg beigetragen haben.

Vorschläge für einen Wettbewerb von Segelflugzeugen um die geringste Sinkgeschwindigkeit.

Von v. Parseval.

Die sekundliche Fallhöhe ist ein Maß für die Segelfähigkeit des Apparates.

Die Sinkgeschwindigkeit ist gegeben durch die Formel:

$$h_s = \sqrt{\frac{2G}{F \cdot \varrho}} \, \frac{c_w + k}{c_a^{3/2}}.$$

Hier bedeuten:

G das Gewicht } des Flugzeugs
F die Tragfläche } des Flugzeugs
ϱ die Luftdichte in der Rhön ca. 0,114 in m u. kg
c_w den Widerstandsbeiwert der Tragfläche je nach dem Einstellwinkel wechselnd
k den konstanten Widerstandsbeiwert der Nebenwiderstände
c_a den Auftriebsbeiwert der Fläche.

Für c_a und c_w sind hier die wirklichen Werte zu nehmen, die 100 mal kleiner sind als die üblicherweise gebrauchten. Da in Zähler und Nenner nicht die nämliche Polenz von c_a und c_w steht, so wurde der Wert des Bruchs andernfalls um das 10 fache zu klein gefunden.

Das genauere Studium der Funktion $\frac{c_w + k}{c_a^{3/2}}$ führt unter Annahme gängiger Werte für k (ca. 0,0177) zu dem Ergebnis, daß der Wert der Funktion in ziemlich weiten Grenzen unabhängig vom Einstellwinkel der Tragfläche ist. Es kann daher auch ein weniger geschickter Pilot diesen Winkel so treffen, daß das Minimum der Sinkgeschwindigkeit nahezu erreicht wird. Dadurch ist die Sinkgeschwindigkeit als ein Mittel zur Prüfung der Apparate besonders geeignet.

Die anliegende Kurve zeigt den Wert der Funktion in Abhängigkeit vom Anstellwinkel; zugrunde gelegt ist das Flächenprofil 447 aus »Die Ergebnisse der aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, herausgegeben von Dr. L. Prandtl.« Die Werte für eine Fläche im Breitenausmaß 5:1 sind benutzt, wie sie in der dortigen Zahlentafel verzeichnet sind. Durch Anwendung größerer Breiten könnte man den Wert C_w noch etwas verkleinern, und dann wird die Kurve noch etwas konstanter (s. Abb. 1).

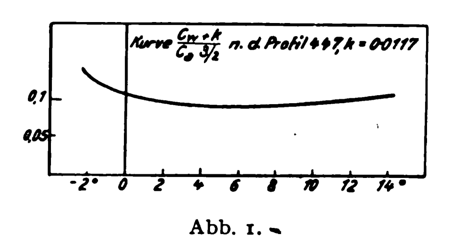


Abb. 1.

Es empfiehlt sich nicht, der Prüfung der Apparate den Gleitwinkel zugrunde zu legen, da die Einhaltung des besten Gleitwinkels eine Virtuosität des Piloten voraussetzt, die nur sehr wenige besitzen.

Da die obige Formel auch die Flächenbelastung enthält, so würde das, wenn man unbeschränkt freie Hand ließe, dahin führen, daß sehr große Flächen gewählt werden. Um das zu verhindern, empfiehlt es sich, eine Gewichtsbeschränkung der Apparate eintreten zu lassen, etwa auf 70 kg. Das würde zur Folge haben, daß innerhalb der gesteckten Gewichtsgrenze möglichst große Flächen angewendet werden.

Um hieraus entspringende Mißstände zu vermeiden, würde sich eine Festigkeitsprüfung empfehlen derart, daß der Apparat mit den Flügeln links und rechts auf einen Bock gelegt und danach so belastet wird, daß bei G das doppelte Gewicht des Bootes und Führers angreift. Man wäre dann einigermaßen sicher, daß die Apparate auch haltbar sind (s. Abb. 2).

Vor der Prüfung, die grundsätzlich nur bei Windstille auszuführen wäre, muß der Zustand der Luft durch besondere

längs der voraussichtlichen Flugbahn aufgestellte Beobachter geprüft werden.

Dann ist aber ein Startapparat erforderlich. Verlangt man eine Anfangsgeschwindigkeit von 10 m/s, so ergibt sich für den Startapparat eine Energieleistung von 700 kgm (bei 140 kg Gewicht), ein Startapparat von 1000 kgm wird also unter allen Umständen genügen.

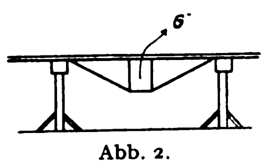


Abb. 2.

Eine lange Stahlfeder eignet sich hierzu am besten. Der Apparat wird an die am Boden befestigte Feder angehängt und sodann mittels einer Winde gegen den Startpflock zurückgezogen, wobei die Feder gespannt wird. Die erzeugte Geschwindigkeit ist (abzüglich der Reibungseinflüsse) proportional der Länge der Federdehnung.

Die Feder würde entweder auf eine leichte mit Rädern versehene Achse wirken, auf welche der Apparat mit seinen Kufen aufgesetzt wird, oder bei Apparaten mit Rädern direkt auf den Apparat selbst.

Nimmt man eine Startlänge von 10 m bei einer Leistung von 1000 kgm, so erhält man eine Anfangsspannung der Feder von 200 kg. Die Feder müßte bei einer Drahtdicke von 0,8 cm und einem äußeren Durchmesser von 8,8 cm ca. 600 Windungen und im Ruhezustand eine Länge von etwas über 4,8 m haben. Ihr Gewicht würde ca. 60 kg betragen.

Die Anwendung von Gummizügen als Federungsmittel ist deswegen nicht empfehlenswert, weil der Gummi sich im Gebrauch ändert, somit eine genau gleiche Energieabgabe bei vorgegebener Verlängerung nicht gesichert ist, was eine notwendige Vorbedingung bei einem Wettbewerb ist.

Grundzüge des Preisausschreibens.

1. Prämiiert wird derjenige Apparat, der im Gleitflug bei Windstille die geringste Sinkgeschwindigkeit aufweist.

2. Zugelassen sind Apparate, die ohne Führer nicht mehr als 70 kg (?) wiegen.

3. Der Start erfolgt mittels eines Startapparates, der aus einer langen Zugfeder besteht, deren eines Ende vor dem Apparat am Boden befestigt ist. Das Flugzeug wird mit dem freien Ende der Feder verbunden und gegen den Startpflock so weit zurückgezogen, bis die gewünschte Federspannung erreicht ist. Das Flugzeug kann auf eigenen Rädern anlaufen, wobei die Feder am Flugzeug selbst befestigt wird, oder es kann auf ein kleines, mit Rädern versehenes Untergestell gesetzt werden. Alle Apparate haben Anspruch auf gleiche Startenergie. Auf Wunsch des Bewerbers kann diese Energie verringert werden.

4. Die Kraft der Zugfeder wird 200 kg nicht überschreiten.

5. Zu Vorübungen steht der Startapparat zur Verfügung.

Es ist natürlich leicht möglich, auf diese Weise auch Wettbewerbe um den besten Gleitwinkel zu veranstalten, und man könnte auch solche Tage ausnützen, an denen der Segelsport durch Windstille zur Untätigkeit verurteilt ist.

Dr.-Ing. Edmund Rumpler.

Am 4. Januar 1922 vollendete Dr.-Ing. Edmund Rumpler, einer der erfolgreichsten deutschen Konstrukteure auf dem Gebiete des Flugzeug- und Automobilbaues, sein 50. Lebensjahr. Es verlohnt sich bei dieser Gelegenheit ein kurzer Rückblick auf dieses arbeitsreiche Leben.

Rumpler ist geborener Wiener. An der dortigen Technischen Hochschule studierte er Maschinenbau und legte seine Staatsprüfungen ab. Seine praktische Laufbahn begann in österreichischen Fabriken für Eisenbahnwagen, Dampfmaschinen und Automobile. In der Nesselsdorfer Waggonfabrik konstruierte er bereits im Jahre 1897 einen Zwei-Zylinder-Motor liegender Bauart, der sich bestens bewährte. Als Automobil-Konstrukteur war er bei der Allgemeinen Motorwagen-Gesellschaft, Berlin, der Daimler-Motoren-Gesellschaft, Berlin-Marienfelde, und den Adlerwerken, Frankfurt a. M., tätig. Bei den letzteren legte er den Grundstein zu der Block-Konstruktion, bei der Motor und Getriebe zu einem starren Ganzen vereinigt sind und die an dem neuen Rumpler-Tropfen-Auto auf der Deutschen Automobil-Ausstellung 1921 großes Aufsehen erregte.

Einem breiteren Publikum war bisher der Name Rumpler vor allem durch seine Flugzeug-Konstruktionen, insbesondere durch die Rumpler-Taube bekannt, die ihren Siegeslauf im Jahre 1910 antrat. Im Laufe des Krieges sind aus dem Rumpler-Luftfahrzeugbau eine Menge ausgezeichneter Flugzeuge hervorgegangen, von denen jedes die Vorkonstruktion durch wesentliche Verbesserungen übertraf. Doch auch am friedlichen Wettbewerb nach dem Kriege beteiligte sich Rumpler durch den Rumpler-Luftverkehr mit regelmäßigem Luftdienst Berlin—Leipzig — Fürth — München — Augsburg. Die Gründung einer »Ozean-Flug-Gesellschaft« durch Rumpler deutet wohl darauf hin, daß der deutsche Luftverkehr von Rumpler noch neue Leistungen zu erwarten hat. Aber auch auf dem Gebiete des Kraftwagenbaues hat er befruchtend gewirkt. Er war der erste Konstrukteur, der es unternahm, die Erfahrungen des Flugzeugbaues, namentlich in aerodynamischer Beziehung, auf den Kraftwagenbau zu übertragen. Den Besuchern der letzten Automobil-Ausstellung dürfte noch in Erinnerung sein, welches Aufsehen das »Rumpler-Tropfen-Auto« bei Fachleuten und Laien verursachte. Es liegt durchaus im Bereiche der Möglichkeit, daß sich diese Konstruktion nicht nur in Deutschland, sondern in der ganzen Welt durchsetzt. — Rumpler kann am Ende seines 50. Lebensjahres auf eine ungewöhnlich erfolgreiche Tätigkeit zurückblicken. Für eine rastlose weitere Tätigkeit wünschen wir ihm weitere große Erfolge zum Segen und zur Ehre der deutschen Industrie.

E. Rumpler

Preisausschreiben für ein Aluminiumlot.

Die Deutsche Gesellschaft für Metallkunde schreibt hiermit einen Wettbewerb für ein Aluminiumlot bzw. für ein Aluminiumlötverfahren aus. An Preisen sind insgesamt M. 20000 ausgesetzt. Diejenigen Lote bzw. diejenigen Verfahren sollen mit Preisen bedacht werden, durch welche auf möglichst einfache und wirtschaftliche Art einwandfreie Lötungen erreicht werden.

Der Wettbewerb ist offen nur für deutsche, auch auslanddeutsche Personen und Personenvereinigungen.

Das geistige Eigentum an den Loten und Lötverfahren verbleibt dem Erfinder bzw. dem Teilnehmer am Wettbewerb.

Anmeldungen zur Beteiligung am Wettbewerb sind bis zum 1. Juli 1922 einzureichen; später eingehende Anmeldungen werden nicht berücksichtigt. Die Anmeldegebühr beträgt M. 100 für jedes zum Wettbewerb angemeldete Lot oder Lötverfahren.

Die näheren Bedingungen für den Wettbewerb können unentgeltlich durch die Geschäftsstelle der Deutschen Gesellschaft für Metallkunde, Berlin NW 7, Sommerstr. 4a, bezogen werden.

Bedingungen für das Preisausschreiben für ein Aluminiumlot.

1. Gegenstand des Wettbewerbes.

Der Wettbewerb erstreckt sich nicht nur auf bestimmte Legierungen (Lote), sondern auch auf Verfahren, die eine einwandfreie Lötung von Aluminium oder von aluminiumreichen Legierungen (z. B. Duraluminium) in wirtschaftlicher Weise gewährleisten.

2. Zulassung.

Der Wettbewerb ist offen nur für deutsche, auch auslanddeutsche Personen und Personenvereinigungen.

Da gemäß der Ausschreibung dem Erfinder bzw. dem Teilnehmer am Wettbewerb das geistige Eigentum an dem Lot und Lötverfahren verbleibt, so werden nur solche Lote und nur solche Verfahren zum Wettbewerb zugelassen,

a) die bereits in Deutschland patentiert oder spätestens gleichzeitig mit der Bewerbung zum deutschen Patent angemeldet sind oder
b) bezüglich deren vom Bewerber in der Bewerbung die Erklärung abgegeben wird, daß er auf Patentschutz verzichte.

3. Anmeldung.

Die Anmeldung ist eingeschrieben, porto- und bestellgeldfrei mit der Aufschrift: »Wettbewerb für ein Aluminiumlot« bis zum 1. Juli 1922 an den Prüfungsausschuß für Aluminiumlote der Deutschen Gesellschaft für Metallkunde z. H. des Geschäftsführers Herrn Dipl.-Ing. H. Groeck, Berlin NW 7, Sommerstr. 4a, zu richten.

Die Anmeldung muß folgende Angaben enthalten:

a) den Namen und Wohnort des Anmelders,
b) die Anzahl der zum Wettbewerb angemeldeten Lote und Lötverfahren,
c) die Erklärung des Bewerbers, ob und welche deutschen Patente bestehen, bzw. daß die Anmeldung zum deutschen Patent erfolgt ist, bzw. daß auf Patentschutz verzichtet wird (vgl. Ziffer 2a und 2b),
d) die Erklärung des Bewerbers, daß er sich den Bestimmungen des Wettbewerbes und allen Entscheidungen der nach diesem Ausschreiben berufenen Stellen, insbesondere dem Spruch des Preisgerichts, bedingungslos unterwirft, mit der Veröffentlichung des Prüfungsergebnisses einverstanden ist und auf jeglichen Entschädigungsanspruch aus dem Wettbewerb und aus der Veröffentlichung der Prüfungsergebnisse verzichtet.

Der Anmeldung sind als Anlage beizufügen:

a) Patentschriften oder eine so genaue Beschreibung des Lotes und des Lötverfahrens, daß der Prüfungsausschuß imstande ist, danach die Lötung auszuführen. Dem Prüfungsausschuß steht jedoch das Recht zu, vom Bewerber die Vorführung seines Lötmittels oder Lötverfahrens zu verlangen.
b) Eine Quittung der Kasse der Deutschen Gesellschaft für Metallkunde, Berlin NW 7, Sommerstr. 4a, über die erfolgte porto- und bestellgeldfreie Einzahlung der Anmeldegebühr im Betrage von M. 100 für jedes zum Wettbewerb angemeldete Lot oder Lötverfahren oder, im Falle bargeldloser Überweisung auf das Postscheckkonto der Deutschen Gesellschaft für Metallkunde Berlin 115635 (Stichwort: Wettbewerb für ein Aluminiumlot) der Posteinlieferungsschein.

Mit der Anmeldung sind ferner je etwa 1 kg Legierung (Lot) in einer zum Löten geeigneten Form (Stangen u. dgl.) an dieselbe Anschrift wie die Anmeldung einzureichen. Die chemische Zusammensetzung ist genau anzugeben. Werden zum Löten besondere Löt- oder Reinigungsmittel vorgeschrieben, so sind auch hiervon die zu 1 kg Lot gehörigen Mengen mit Angabe der chemischen Zusammensetzung einzureichen. Nicht verbrauchte Mengen des eingesandten Materials werden auf Wunsch zurückgegeben.

4. Prüfung.

Der Erwerb eines bestehenden oder angemeldeten Patents ist nicht beabsichtigt, sondern nur die Beurteilung.

Der Prüfungsausschuß prüft, je nach dem Umfang und der Art der eingelaufenen Anmeldungen, entweder einzelne Gruppen der Lote oder die einzelnen Lote nach sach- und fachgemäßen Gesichtspunkten.

Für die Beurteilung der Lote und der Verfahren sind folgende Grundsätze maßgebend:

a) Unter den zum Wettbewerb gestellten Verfahren wird bei gleichwertiger Leistung ein möglichst einfaches einem umständlicheren Verfahren vorgezogen.
b) Das mechanische Verhalten der Lötnaht wird bei Blechen an überlappter und bei Drähten an stumpfer oder schräger Lötung nachgeprüft.
c) Geprüft wird ferner das Verhalten des Lotes und des mit dem betreffenden Lot gelöteten Metalles gegenüber dem Einfluß von Wasser und wäßrigen Salzlösungen.
d) Einem Lot, das bei sonst gleichen Güteeigenschaften für möglichst viele Zwecke geeignet ist, wird gegenüber einem nur für einen besonderen Zweck geeigneten Lot der Vorzug gegeben.

5. Entscheidung.

Das Preisgericht entscheidet auf Grund des Prüfungsergebnisses nach freiem Ermessen.

6. Preisgericht und Prüfungsausschuß.

Das Preisgericht besteht aus folgenden Herren:

Prof. O. Bauer, Berlin (Deutsche Gesellschaft für Metallkunde),
Prof. Dr. Hanemann, Berlin (Deutsche Gesellschaft für Metallkunde),
Gewerbe-Assessor a. D. W. Hellmich, Berlin (Direktor des Vereines deutscher Ingenieure),
Geh. Rat Prof. Dr.-Ing. E. Heyn, Berlin (Vorsitzender der Deutschen Gesellschaft für Metallkunde, Direktor des Kaiser-Wilhelm-Institutes für Metallforschung, Neubabelsberg),
Geh.-Rat Prof. Dr.-Ing. M. Rudeloff, Berlin (Direktor des Staatlichen Materialprüfungsamtes, Berlin-Dahlem),
Oberingenieur W. Wunder, Berlin (Deutsche Gesellschaft für Metallkunde),
3 Herren aus der Aluminium herstellenden, der Aluminium verarbeitenden Industrie und der Aluminium-Fertigindustrie.

Den Vorsitzenden des Preisgerichtes bestimmt der Vorstand der Deutschen Gesellschaft für Metallkunde.

Für den Fall des Ausscheidens eines Preisrichters wird die Ersatzwahl durch die übrigen Preisrichter vorgenommen.

Das Preisgericht bestellt den Prüfungsausschuß, der sich durch Berufung weiterer Mitglieder verstärken kann.

7. Preise.

An Preisen sind ausgesetzt:

1. Preis . . . . M. 15000
2. Preis . . . . » 5000

Das Preisgericht ist befugt, eine Teilung der Preise bei Gleichwertigkeit mehrerer Lote und Lötverfahren vorzunehmen oder auch auf Grund des Prüfungsergebnisses von einer Verteilung der Preise ganz oder teilweise abzusehen.

8. Beschwerde.

Beschwerden sind schriftlich an den Vorsitzenden des Preisgerichts zu richten, der unter Ausschluß des Rechtsweges endgültig entscheidet.

9. Veröffentlichung der Prüfungsergebnisse.

Das Preisgericht ist befugt, das Ergebnis des Wettbewerbs und der Prüfung der angemeldeten Lote und Lötverfahren zu veröffentlichen.

Bücherbesprechungen.

Aeroplane Performance Calculations von Harris Booth. The Directly-Useful Technical Series. London 1921. Chapman & Hall, Ltd. 8°. 207 S. mit zahlreichen Zahlentafeln, Schaubildern und Skizzen. Preis gebunden M. 21.

Unseres Wissens das erste größere Werk, das sich ausschließlich mit Leistungsberechnungen für Flugzeuge befaßt. Wohltuend berührt auf den ersten Blick die außerordentlich übersichtliche und klare Anordnung des Stoffes, die vorbildlich zu nennen ist und den praktischen Gebrauch des Buches recht erleichtert. Das ganze Werk gliedert sich in drei Hauptteile, die durch zahlreiche Hinweise aufs engste miteinander verknüpft sind. Der erste Teil vermittelt die Formelentwicklung unter eingehender Diskussion der den Leistungsrechnungen notwendigerweise zugrunde gelegten Annahmen und Vereinfachungen. Der zweite Hauptteil bringt die Anwendung der entwickelten Beziehungen unter Beifügung einer größeren Anzahl von Meß- und Erfahrungswerten sowie übersichtlicher Rechenvorschriften zur bequemen Durchführung der numerischen Rechnung. Der letzte Teil endlich bietet eine Reihe durchgerechneter Zahlenbeispiele und die Berechnung der Flugleistungen eines normalen Doppeldeckers.

Die ersten Abschnitte des die Formelentwicklung enthaltenden Teiles gewähren einen Überblick über die schädlichen Bewegungswiderstände der Einzelteile des Flugzeuges, die — in uns nicht recht zweckmäßig anmutender Weise — mit Rücksicht aufeinander entsprechende Kennziffern auf eine Grundgeschwindigkeit von 100 Meilen/h (= 161 km/h) bezogen werden. Gemäß der neueren englischen Praxis sind die Luftkraftbeiwerte der Flügel dimensionslos und entsprechen den alten Göttinger Beiwerten. Der Auftriebsbeiwert wird in die Rechnungen in Teilen des höchsten Auftriebsbeiwertes eingefügt, da man so Korrekturen für Doppeldeckerbeeinflussung, anderes Seitenverhältnis usw. bequemer vornehmen kann. Der dritte Abschnitt entwickelt den von Bolas stammenden Begriff der Schraubenleistungskurven für volles Drehmoment und für die Leistung bei Vollgasdrehzahl abhängig von der Fluggeschwindigkeit zur Konstruktion einer, der Leistungsrechnung zugrunde gelegten Art »Zugkraftdiagramm« (Flugleistungs-Schaubild). Die Berechnung des Zugkraftbedarfes wird aus den mehr oder weniger vereinfachten Grundgleichungen des Wagerechtfluges je nach der gewünschten und für die in Frage kommende Flugzeugart erforderliche Genauigkeit auf vier Arten durchgeführt. Der folgende Abschnitt bietet die Berechnung der eigentlichen Flugleistungen, und zwar: Landegeschwindigkeit beim Gleitflug, Gleitwinkel, Gleiten bei gleichmäßigem Wind, Höchstgeschwindigkeit im Vollgasflug in verschiedenen Höhen, Steiggeschwindigkeit nach drei verschiedenen Höhen, Steiggeschwindigkeit nach drei verschiedenen Näherungsverfahren, Steigzeiten, Gipfelhöhe, Kleinstgeschwindigkeit im Motorflug und wirtschaftlichste Geschwindigkeit (Sparfluggeschwindigkeit) in gegebener Höhe. Zwei weitere Abschnitte enthalten den Gang der Rechnung über die Leistungen des Flugzeuges am Boden bzw. auf dem Wasser: Abflug von Bord eines fahrenden Schiffes (Ermittlung der Anlaufstrecke unter Benutzung eines originellen graphischen Verfahrens), Anlaufstrecke am Boden, Landung auf einem fahrenden Schiff, Auslaufstrecke, geringste Fluggeschwindigkeit beim Start, Rollstrecken auf dem Wasser (unter Verwendung von Modellmessungen) und Bedingungen für das Abwässern von Seeflugzeugen. Der Kurvenflug, der ja schließlich auch zu den Flugleistungen gerechnet werden könnte, ist nicht in den Rahmen des Werkes einbezogen.

Der ausschließlich für den praktischen Gebrauch bestimmte, zweite Buchteil, der die Anwendung der im Voraufgegangenen entwickelten Leistungsformeln vermittelt, scheint u. E. in manchem, wie z. B. in den für schädliche Widerstände gegebenen Zahlenwerten anfechtbar zu sein. Wenn man schon den Stirnwiderstand eines Flugzeuges in erster Näherung als Summe der schädlichen Widerstände seiner Einzelteile annimmt, dann muß die Verwendung der vom Verf. fast immer ohne nähere Erläuterungen oder Skizzen gegebenen Widerstandszahlen etwas bedenklich erscheinen. Z. B. dürfte die Angabe: Widerstand eines freistehenden Stirnkühlers mit Abdeckvorrichtung bei 161 km/h gleich dem 29fachen seiner (in Quadratfuß ausgedrückten) Stirnfläche, wohl sicherlich zu allgemein gehalten sein, als daß sie für einen gerade vorliegenden Fall verläßlich genug erscheinen könnte, zumal da Verf. keinerlei Angaben über die Quellen der angeführten Zahlenwerte macht. Die in Schaubildern wiedergegebenen Ergebnisse systematischer Windkanalmessungen dienen zur Umrechnung der Flügel-Luftkraftbeiwerte. Vorteilhaft sind die überall eingefügten Rechenvorschriften zur bequemen, tabellarischen Ermittlung der benötigten Endwerte. Die Beispiele, die den Schluß des Buches bilden, sind zahlenmäßig ganz durchgeführt und dürften dazu beitragen, den Rechnungsgang dem Verständnis näherzubringen, obwohl das bei dem vorliegenden Werk auch für den mathematisch weniger Geschulten schwerlich erforderlich ist.

Das Werk wendet sich in seiner klaren und recht verständlichen Abfassung in erster Linie an den Flugzeugkonstrukteur und bietet trotz mancherlei Nachteile und Schwerfälligkeiten im Rechnungsgang wertvolle Anregungen. Für den praktischen Gebrauch besitzen wir ja allerdings in der heimischen Literatur eine Zahl recht bewährter Verfahren zur Leistungsberechnung von Flugzeugen. Trotzdem bietet das vorliegende Werk soviel Neues, daß wir sein Studium jedem Fachmann getrost empfehlen können. Weyl.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Am 8. April 1922 findet anläßlich des zehnjähr. Stiftungsfestes der WGL ein erweiterter Sprechabend statt. Es werden zwei Vorträge gehalten, an die sich die Aussprache anschließt; sodann findet ein Essen statt. Es wird gebeten, Anmeldungen für Vorträge bis zum 28. Februar 1922 an die Geschäftsstelle der WGL, Berlin W 35, Blumeshof 17 pt., gelangen zu lassen.

2. Voraussichtlich Ende Juni bis Anfang Juli soll die X. Ordentliche Mitglieder-Versammlung der WGL in Bremen tagen. Auch hierzu wird gebeten, bereits jetzt schon, spätestens aber bis zum 31. März 1922 Anträge zwecks Haltung von Vorträgen zu stellen.

3. Der Aero-Club von Deutschland ladet unsere Mitglieder zu einem Vortrag des Herrn Dr. M. Robitzsch vom Aeronautischen Observatorium Lindenberg über »Die moderne Witterungsdiagnose als Grundlage wissenschaftlicher Wettervorhersage« ein. Der Vortrag findet am 17. Januar 1922, abends 7 Uhr, in den Klubräumen Berlin, Blumeshof 17 I, statt.

4. Wir bitten unsere Mitglieder ergebenst, sofern der Beitrag für 1922 noch nicht bezahlt ist, diesen auf unser Postscheckkonto Berlin 22844 einzuzahlen. Er beträgt für ordentliche Mitglieder M. 80.—, für außerordentliche M. 240.—.

5. Das neue Jahrbuch der WGL (Tagung in München) erscheint als 6. Beiheft im Laufe des Januar und wird sämtlichen Mitgliedern kostenlos zugesandt.

Der Geschäftsführer:
Krupp.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Weltluftverkehr.

Gewinner des Pulitzer Pokals, der am 3. November ausgetragen wurde, war Bert Acosta auf einem Curtiß-Flugzeug. Er durchflog die 240 km lange Strecke in 51 min 53 s, d. h. mit durchschnittlich 280 km/h Geschwindigkeit. Es beteiligten sich in diesem Jahre nur fünf Bewerber gegen 25 Bewerber im Vorjahre. (Figaro, Paris, 8. 11. 21.) **21/47. 3.**

Ein Ausschuß für Luftfahrt-Meteorologie, in dem Beauftragte Englands, Frankreichs, Belgiens, Jtaliens, Norwegens und der Niederlande vertreten waren, tagte vom 7. bis 10. September in London. Es wurde beschlossen, darauf hinzuwirken, daß die Wetterberichte für Flieger in internationaler Form veröffentlicht werden. Die synoptischen Wetterberichte sollen in 3stündigen Abständen gegeben werden und die Beobachtungen von 7, 10, 13 und ev. 16^h (einschl. Pilotballonmessungen und Bewölkung) umfassen. Streckenwettermeldungen sollen mit Hilfe eines vereinfachten Codes für jede beflogene Linie gegeben werden. Sie sollen enthalten: Vorherrschendes Wetter, Sichtigkeit, Höhe der niedrigsten Wolken, Menge der niedrigsten Wolken, Gesamtbewölkung, Windrichtung und Windgeschwindigkeit auf dem Boden. (Het Vliegveld, Amsterdam, 5. 11. 21.) **21/47. 2.**

Frankreich.

Eine Vermeidung von Flugunfällen glaubt »Petite Republique« vom Hubschrauber erwarten zu dürfen. Gegen die bisher üblichen Drachenflugzeuge spricht die Tatsache, daß selbst die besten Flieger häufig bei Landungen Bruch machen. Das Flugzeug vermag sich nur infolge seiner großen Geschwindigkeit in der Luft zu halten, es braucht einen großen Anlauf und Auslauf und infolgedessen große Flugplätze. Von der Beschaffenheit der Landefläche hängt die Landung ab. Das Blatt bespricht anschließend den Hubschrauber von Pescara, der ohne Rücksicht auf die Beschaffenheit des Geländes überall starten und landen kann, und stellt phantastische Betrachtungen über seine künftige Verwendung im Kriege an. (Petite Republique, Paris, 25. 9. 21.) **21/49. 9.**

Großbritannien.

Der Brennansche Hubschrauber machte kürzlich in Farnborough seine ersten Versuche. Der Apparat vermochte befriedigend zu steigen und das Gleichgewicht in der Luft zu halten. (L'Indépendance Belge, Brüssel, 10. 11. 21.) **21/47. 10.**

Der amtliche Bericht über das Unglück von R. 38 bringt nur wenig Licht in das Dunkel der Ursachen, die zur Vernichtung des Luftschiffes führten, Es wurde festgestellt, daß das Luftschiff während des Fluges über dem Humber in etwa 400 m Höhe infolge eines Konstruktionsfehlers in zwei Teile auseinander brach. Das Schiff hatte eine Versuchsfahrt von etwa 30 h Dauer hinter sich, darunter eine Geschwindigkeitsprobe von 60 Knoten während eines Zeitraums von 15 min. Im Augenblick des Unglücks machte das Luftschiff Höhen- und Seitenrudermanöver bei 45 bis 50 Knoten Geschwindigkeit. Bei einer scharfen Wendung hat die Schwenkung des Hecks einen zu starken Druck auf den hinteren Teil der Hülle ausgeübt und einen Bruch des Gerippes zwischen dem 9. und 10. Spant verursacht. Im selben Augenblick oder kurz danach fing das Vorderschiff Feuer, möglicherweise infolge eines elektrischen Funkens, der durch das Reißen einer elektrischen Leitung in der Nähe der Brennstoffbehälter entstanden war. Eine Explosion folgte, die entweichenden Wasserstoffgase fingen Feuer und das Vorderschiff stürzte in den Fluß, wobei sich eine zweite Explosion ereignete. Der Hinterteil des Schiffes fing nicht Feuer und senkte sich verhältnismäßig langsam herab. Vier von den fünf Überlebenden befanden sich hier und wurden unverletzt gerettet.

Bei der Konstruktion des Fahrzeugs mußte auf die Schiffslänge und die Abmessungen der vorhandenen Schuppen Rücksicht genommen werden. Das Gewicht für die Hülle und sonstigen Baustoffe war äußerst knapp berechnet. Die Konstruktion enthielt viele neue Einzelheiten, für welche aerodynamische Erfahrungen noch fehlten. Die Konstruktionszeichnungen wurden vor dem Bau nicht geprüft, Bau und Abnahme des Fahrzeuges lagen in einer Hand. Gegen Ende der Bauzeit wurden die Bauarbeiten sehr beschleunigt betrieben; es ließ sich jedoch hieraus kein Mangel nachweisen. Bei früheren Probefahrten haben sich keine bemerkenswerten konstruktiven oder sonstigen Fehler gezeigt. (The Engineer, London, 4. 11. 21.) **21/50. 4**

Holland.

Eine vergleichende Wirtschaftlichkeitsberechnung verschiedener Flugzeugbauarten veröffentlicht »Het Vliegfeld«.

Bauart	Preis in Gulden	Motor	Geschwindigkeit in km	Nutzlast kg	Ölverbrauch je l/h	Brennstoffverbrauch je l/h	Geleistete t/km je h	Reine Betriebskosten je h	Selbstkostenpreis je t/km Gulden
Fokker F. III	27 500	Siddeley Puma 240 PS	135	400	4	60	54	69,4	$1,28^1/_2$
de Havilland D. H. 18	70 000	Napier-Lion 450 PS	160	860	3,6	100	137,6	141,6	1,03
de Havilland D. H. 29	75 000	Desgl.	160	1000	3,6	100	160	147,9	$0,92^1/_2$
de Havilland D. H. 32	48 000	Rolls Royce Eagle 360 PS	160	728	5	86	114,3	196,8	0,93
Spad 33	23 000	Salmson 260 PS	150	503	5	70	$75^1/_2$	69,3	0,92
Spad 46	27 600	Lorraine-Dietrich 370 PS	160	600	8	100	96	82,4	9,86
Spad 48	23 000	Desgl. 275 PS	150	503	5	70	$75^1/_2$	69,3	0,92
Goliath	40 250	2 Salmson dus 520 PS	135	1500	10	140	192,5	125,2	0,65
Bristol-Napier	96 000	Napier-Lion 450 PS	160	850	3,6	100	136	175,2	1,29

Die Bauarten D. H. 29 und D. H. 32 sind noch nicht im praktischen Luftverkehr geflogen worden.

Zur Deckung der allgemeinen Unkosten, die in der Berechnung nicht berücksichtigt worden sind, muß der Überschuß des Flugpreises über den Selbstkostenpreis je t/km dienen. Erfahrungsgemäß beträgt die Ausnutzung des Transportvermögens bei allen Verkehrsmitteln annähernd 50 vH im Durchschnitt. Das trifft auch im Luftverkehr zu. Bei Festsetzung der Flugpreise muß diesem Umstande Rechnung getragen werden. Um den Unterschied zwischen Flugpreis und Selbstkostenpreis je t/km zu vergrößern, muß die Erfüllung folgender Bedingungen angestrebt werden:

1. Verbilligung des Anschaffungspreises der Flugzeuge,
2. Verlängerung ihrer Lebensdauer (in vorstehenden Beispielen mit 900 h angenommen),
3. Verbesserung der allgemeinen Eigenschaften der Flugzeuge,
4. Steigerung der Ladung,
5. Verringerung der Versicherungskosten,
6. Verbilligung der Betriebsstoffe,
7. Steigerung der jährlichen Flugstundenzahl (in vorstehenden Beispielen mit 800 h jährlich angenommen),
8. Regelmäßige Postbeförderung gegen Bezahlung (in Holland 6,75 Gulden je kg).

(Het Vliegveld, Amsterdam, 5. 11. 21.) **21/47. 25.**



Frankreich. **Übersicht über den französischen Luftverkehr** (nach dem Stande von Oktober 1921).

Lfd. Nr.	Strecke von	Strecke nach	Flugplan Wochentag	Flugplan Abflugzeit	Flugdauer h	Flugdauer min	Flugpreis Einfache Fahrt	Flugpreis Hin- u. Rückfahrt	Paketgebühr je kg nach gleitender Skala	Flugpostzuschlag für Briefe bis 20 g	Unternehmer	Bemerkungen
1	Paris	London	werktäglich	9^{30} 12^{45} 4^{00} 10^{00}	2	30	Fr. 300	Fr. 600	Fr. 7,50 — Fr. 5,—	Fr. 0,50	Grands Express Aériens, Compagnie des Messageries aériennes	15 kg Freigepäck; kostenlos Kraftwagenfahrt nach und von den Flugplätzen
2	London	Paris	werktäglich	12^{45} 4^{00}	2	30	£ 6/6/-	£ 6/6/-	1 hs — 10 d	Fr. 0,50	wie die 1	
3	Paris	Amsterdam	werktäglich Di., Do., Sbd.	12^{30} 10^{00}	4	—	Fr. 300	Fr. 500	Fr. 6,50 — Fr. 5,—	Fr. 0,50	Compagnie des Messageries Aériennes, S. N. E. T. A., Cie. Générale de Transports Aériens	
4	Amsterdam	Paris	werktäglich Mo., Mi., Fr.	9^{30} 1^{30}	4	—	Fr. 300	Fr. 500	Fr. 6.50 — Fr. 5,—	Fr. 0,50	wie zu 3	
	Teilstrecken zu 3 u. 4											
	Paris	Brüssel	siehe 3 u. 4	siehe 3 u. 4	1	45	Fr. 175	Fr. 300	Fr. 4,— — Fr. 3,—	Fr. 0.30	»	
	Brüssel	Rotterdam	»	»	1	—	Fr. 125	Fr. 200	Fr. 2,50 — Fr. 2,—	—	»	
	Rotterdam	Amsterdam	»	»	—	30	—	—	—	—	»	
5	Paris	Warschau	täglich	8^{00}*)	9	—	Fr. 800	Fr. 1600	Fr. 9.—	Fr. 1,75	Compagnie Franco-Roumaine	*) Ankunft in Warschau am nächsten Tage 1^{00} mittags
	Teilstrecken zu 5											
	Paris	Prag	täglich	8^{00}	6	—	Fr. 500	Fr. 1000	Fr. 7.—	Fr. 1,25	»	wie zu 1
	Paris	Straßburg	»	8^{00}	2	30	Fr. 150	Fr. 300	Fr. 2.50	Fr. 0,75	»	desgl.
6	Straßburg	Paris	»	12^{30}	2	30	Fr. 150	Fr. 300	Fr. 2.50	Fr. 0,75	»	desgl.
7	Paris	Le Havre	Sbd.	*)	—	—	Fr. 200	—	—	—	Compagnie des Messageries Aériennes	*) Anschl. an die Dampfer der Compagnie générale transatlantique.
8	Le Havre	Paris	Mo.	*)	—	—	Fr. 200	—	—	—	»	wie zu 7
9	Toulouse	Casablanca	Di., Mi., Fr. Sbd.	10^{30}	13	—	Fr. 840	Fr. 1435	Fr. 5,—	Fr. 0,75	Compagnie Générale d'Entreprises Aéronautiques	Übernachtung in Malaga, Zwischenlandungen in Malaga und Rabat
	Teilstrecken zu 9											
	Toulouse	Barcelona	Di. Mf., Fr., Sbd.	10^{00}	2	30	Fr. 234	Fr. 397	—	—	»	15 kg Freigepäck
	Malaga	Casablanca	»	—	4	30	Fr. 460	Fr. 820	—	—	»	
10	Casablance	Toulouse	»	7^{00}	13	—	Fr. 840	Fr. 1435	Fr. 5.—	Fr. 0,75	»	wie zu 9
11	Bayonne	Santander	täglich	9^{30}	2	—	Fr. 150*)	Fr. 250*)	Fr. 1,50 — Fr. 0,75	Fr. 0,25	Cie. Franco-Bilbaine	*) Für Beamte und Geschäftsleute 50 % Preisermäßigung 10 kg Freigepäck
	Teilstrecken zu 11											
	Bayonne	Bilbao	täglich	9^{30}	1	30	Fr. 100*)	Fr. 150*)	Fr. 1,— — Fr. 0,50	—	»	
	Bilbao	Santander	»	—	—	30	Fr. 50*)	Fr. 100*)	—	—	»	
12	Santander	Bayonne	»	2^{45}	2	—	Fr. 150*)	Fr. 250*)	Fr. 1,50 — Fr. 0,75	Fr. 0,25	»	wie zu 11. Extraflüge: Sbd. 3^{30} Bilbao—Bayonne Mo. 9^{00} Bayonne—Bilbao
13	Toulouse	Bordeaux	»	9^{30}	1	15	Fr. 88	—	Fr. 3,30	—	Aéro Transports Ernoul	wie zu 1
14	Bordeaux	Toulouse	»	4^{30}	1	15	Fr. 88	—	Fr. 3,30	—	»	desgl.
15	Toulouse	Montpellier	»	9^{30}	1	10	Fr. 88	—	Fr. 3,30	—	»	desgl.
16	Montpellier	Toulouse	»	4^{30}	1	10	Fr. 88	—	Fr. 3,30	—	»	desgl.
17	Nimes	Nizza	Mo., Do.,	7^{15}	2	45	Fr. 240	—	Fr. 4,50	—	Compagnie Aérienne Française	15 kg Freigepäck, Bedarfslandung in Avignon
18	Nizza	Nimes	Mo., Do.,	5^{30}	2	45	Fr. 240	—	Fr. 4,50	—	»	wie zu 17

(L'Aéronautique, Paris, Oktober 21.)

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Brennstoffe. Gegenüberstellung deutscher, französischer und amerikanischer bzw. englischer Betriebsstoffbezeichnungen. — Automobil-Rundschau, Bd. 20, Nr. 17/18, Sept. 1921, S. 223 (¼ Sp., o. Abb.).

Frankreich	Amerika-England	Deutschland
éther de pétrole	petroleum-ether	Gasolin I, Petroleumäther
gasoline, essence minérale	ligroin	Gasolin II, Leichtbenzin
essence-aviation	aviation-gasoline	Fliegerbenzin, Autoluxusbenzin
essence-Automobile	motor-gasoline	Motorenbenzin
essence-lourde	naphtha	Schwerbenzin
pétrole lampant	kerosene	Leuchtpetroleum
pétrole lourd huile à gaz (pour Diesel)	heavyoil, gasoil	Schweröl, Gasöl Trieböl
pétroles bruts	crude-oil	Rohöl
benzol 90 vH (benzine)	benzene, benzol	Benzol
alcool 90 vH	spirit	Spiritus

Hn. **21/47. 34.**

Brennstoffe. Erprobte Versuchseinrichtung für Brennstoffmessungen. — Werner, Der Motorwagen, Bd. 24, Nr. 28, 10. Okt. 1921, S. 635/637 (4 Sp., 2 Lichtb.). F. **21/47. 35.**

Flugzeugbau. Mehrmotorige Verkehrsflugzeuge. — Donald W. Mc. Ilhiney, Aviation, Bd. 11, Nr. 18, 31. Okt. 1921, S. 506/507 (2 Sp., 1 gr. Zahltaf.).

(Zusammenstellung aller gebauten und geplanten Mehrmotoren-Verkehrsflugzeuge mit vergleichenden Zahlenangaben zur Wertung der Wirtschaftlichkeit). W. **21/49. 20.**

Flugzeugberechnung. Entwurf von Steuerrudern mit besonderer Berücksichtigung des Ruderausgleichs. (The Design of Aeroplane Control Surfaces, with Special Reference to Balancing). — H. B. Irving, The Aeronautical Journal, Bd. 25, Nr. 130, Okt. 1921, S. 535/555 (19 S., 1 Lichtb., 7 Ruderskizz., 13 Schaub.).

Messungen an nicht entlasteten Rudern, insbesondere Querrudern, haben ergeben:

1. Quer- und Höhenruder werden für Ausschläge über $15^0 \div 20^0$ aus der Nullage verhältnismäßig wirkungslos. Für Ausschläge bis 15^0 bzw. 20^0 ist das Rudermoment dem Ausschlag nahezu verhältig.

2. Roll- oder Kippmomente je Ruderflächeneinheit nehmen mit wachsender Rudertiefe ab.

3. Das Moment um die Ruderachse ist bei nicht entlasteten Quer- und Höhenrudern annähernd verhältig dem Winkelwege und der mit der Rudertiefe vervielfachten Ruderfläche.

4. Quer- und Höhenruder an Flügeln oder Flossen mit längerer Vorder- als Hinterkante (»raked ends«) sind wirksamer, d. h. besitzen ein größeres Verhältnis von Rudermoment zu Verstellmoment, als solche mit umgekehrter Flügelausbildung.

5. Ruder mit einer Tiefe von rd. ¼ des ganzen Flügels bzw. der ganzen Flosse ergeben den besten Wirkungsgrad.

6. Die für die Steuerung wirksamste Querruderspannweite (Querruderbreite) beträgt ungefähr ⅔ der halben Spannweite.

7. Beim Doppeldecker sind Querruder im Unterflügel etwas wirksamer als solche im Oberflügel.

8. Beim Doppeldecker sind ähnliche Querruder in beiden Flügeln rd. zweimal so wirksam als die gleichen Ruder in nur einem Flügel; da jedoch der wirksame Ausschlagbereich der Querruder in nur einem Flügel rd. doppelt so groß ist als der von Doppel-Querrudern, so ist die größte Steuerwirkung (Rudermoment) in beiden Fällen die gleiche.

9. Der Spalt an der Ruderachse muß so klein wie möglich gehalten werden, da er das Rudermoment verringert und für kleine Ausschläge das Moment um die Ruderachse vergrößert.

Zum Ruderausgleich kommen bisher in Anwendung:

a) überstehende Entlastungsecken (»horn«);

b) rückverlegte Ruderachsen (»backward hinge«), wobei die Achse hinter der Rudervorderkante liegt;

c) besondere Ausgleichsflossen (unzutreffend als »Avro-Verfahren« bezeichnet! D. Ber.).

Bei geometrisch ähnlichen Flugzeugen und gegebener Geschwindigkeit ändert sich für einen gegebenen Ausschlag das Moment um die Ruderachse mit dem Würfel der linearen Abmessungen.

Entlastungsecken sind sehr empfindlich; die Größe des zu erwartenden Ausgleichsmomentes läßt sich schwerlich voraussagen. Nachteilig sind ferner die verhältnismäßig hohen Spannungen in den Steuerseilen. Der Ausgleich ist nicht der Verstellkraft verhältig; bei großen Ausschlägen nimmt der Ausgleich ab. Querruder mit Entlastungsecken sind beim Wenden mitunter überausgeglichen. Flugversuche bestätigen dies.

Querruder mit rückverlegter Achse ergeben bei vollständigem Ausgleich rd. 75 vH des Rollmomentes von nicht entlasteten Querrudern; der vollständige Ausgleich tritt bei Lage der Achse in 0,245 der Rudertiefe hinter der Vorderkante ein und erstreckt sich nur über einen Verstellbereich von $\pm 10^0$. Außerhalb dieses Bereiches sind die Ruder überausgeglichen. Bei Rücklage um ¼ der Rudertiefe Entlastung um die Hälfte des Momentes um die Ruderachse. Bei Rücklage um 0,358 der Rudertiefe ändert sich das Verstellmoment mit dem Anstellwinkel beträchtlich, aber nicht so stark wie bei Entlastungsecken. Das Wenden hat auf den Ausgleich wenig Einfluß. Ein Spalt zwischen Ruder und Flügel erhöht den Ausgleich bei nahezu entlasteten Rudern. Querruder mit Flügelquerschnitt zeigten im Ausschlagbereich von $\pm 8^0$ erhöhten, darüber hinaus normalen Ausgleich; gleichzeitig bis $\pm 8^0$ steilerer Anstieg der Rollmomentenlinie abhängig vom Ausschlag, darüber hinaus jäher Abfall der Rollmomente. Derartige Querruder nichtempfehlenswert. Querruder mit rückverlegter Achse im großen und ganzen gut verwendbar.

Querruder mit besonderen Ausgleichsflossen zeigten sehr gute Ergebnisse. Beim Avro-»Manchester« hat jede Ausgleichflosse eine Fläche von 14,6 vH der Fläche der beiden Querruder einer Flügelhälfte und rd. 2 vH der halben Flügelfläche. Nachteilig ist nur der erhöhte Flügelwiderstand.

Der Ausgleich von Höhen- und Seitenrudern scheint minder wichtig oder minder schwierig als der von Querrudern. Beim Seitenruder genügen Entlastungsecken. Für Höhenruder scheinen die anderen Verfahren zum Ruderausgleich wertvoller. W. **21/47. 42.**

Flugzeugberechnung. Einfluß der Nabenhaube. — The Aeroplane, Bd. 21, Nr. 17, 26. Okt. 1921, S. 368 (¼ Sp., o. Abb.).

Der Bristol »Bullet« ist mit Nabenhaube 253 km/h schnell, ohne 225 km/h. Mit geöffneter Motorverkleidung und Nabenhaube betrug die Geschwindigkeit 251 km/h. Hn. **21/47. 43.**

Flugzeugbeschreibung. Gabriel P. 5-Sport-Hochdecker der Möbelfabrik Gebr. Gabriel in Bromberg. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Nr. 22, 26. Okt. 1921, S. 455/456 (½ Sp., 3 Lichtb.). W. **21/47. 46.**

Flugzeugbeschreibung. Loening-Eindecker-Flugboot. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Nr. 22, 26. Okt. 1921, S. 456 (1½ Sp., 1 Lichtb., 3 Skizz. m. Maßangab.). W. **21/47. 47.**

Flugzeugbeschreibung. Stout-Großflugzeug. — W. B. Stout, Automotive Industries, Bd. 45, Nr. 14, 6. Okt. 1921, S. 659/660 (3 Sp., o. Abb.).

Stout hat ein Metallflugzeug für 20 Reisende mit 600 PS und 193 km/h Geschwindigkeit in Bau. Hn. **21/47. 48.**

Flugzeugbeschreibung. Nieuport-Delage-»Sesquiplan«-Renneindecker. — Henri Bouché, L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 29, Okt. 1921, S. 387/389 (3 Sp., 2 Lichtb., 2 Skizz., 1 Polardiagramm des ganz. Flugzeug.).

Flügel einteilig und am Rumpf in Bügeln gelagert. Flügelstiel einstellbar. $1{,}5^0$-V-Form. Sperrholzrippen. Zwei Kastenholme aus Spruce. Stiele der Innenverspannung aus Stahlrohr. Innenverspannung aus Stahldraht. Hilfsholm zur Querruderanlenkung. Im Rumpf über dem hinteren Teil des Motors ein kleiner Kühlwasserbehälter, dahinter in der Gegend der Flügelmitte der Benzintank (180 l), darunter im Rumpf der Ölbehälter (25 l), dessen Unterseite mit Lamblin-Kühlelementen zur Ölkühlung ausgestattet ist. Behälter liegen unmittelbar vor dem Führer. Motorkühlung

durch zwei in den Fahrgestellschenkeln angebrachte Lamblin-Kühler, die gegenüber der normalen Ausführung mit 130 nur 90 Kühlelemente und damit eine Gewichtsersparnis von 14 kg je Kühlerpaar aufweisen. Benzinzuführung mit A.M.-Motor-Brennstoffpumpe. Nach Flugprüfungen entspricht der gesamte schädliche Widerstand (ohne Flügelwiderstand) unter Annahme eines Schraubenwirkungsgrades von 80 vH und 320 PS-Leistung dem Widerstande einer quadratischen Fläche von 0,176 m². Luftschraube Lumière mit 2,30 m Durchm. und 3 m Steigung.

Beide Querruder	1,40	m²
Höhenflosse	1,28	m²
Höhenruder	0,72	m²
Kielflosse (geteilt)	0,56	m²
Seitenruder	0,44	m²
Leergewicht	740	kg
Führer	86	kg
Betriebsstoffe für 1,75 h	144	kg
Nutzlast	230	kg
Fluggewicht	980	kg
Flächenbelastung	89	kg/m²
Leistungsbelastung	3,05	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit	330	km/h
Landegeschwindigkeit	150	km/h

W. **21/49. 21.**

Flugzeugbeschreibung. Fiat B. R.-Renndoppeldecker vom »Coupe Deutsch-«Rennen. — Henri Bouché, L'Aeronautique, Bd. 3, Nr. 29, Okt. 1921, S. 389-391 (2½ Sp., 1 Lichtb.., 2 Skizz.); auch La Suisse Aérienne (Schweiz. Luftfahrt), Bd. 3, Nr. 19, Nob. 1921, S. 278/279 (½ Sp., 3 Skizz.).

Hervorgegangen aus dem 700 PS-Fiat B. R.-Bombeneinsitzer von 1919 (vgl. ZFM. 1920, S. 197), gebaut von Rosatelli. Normaler, verspannter, zweistieliger Doppeldecker. Flügelquerschnitt mit S-Schlag und scharfer Eintrittskante. Flügel gleichgroß und gerade mit abgeschrägten Außenkanten. Rumpf viereckig mit abgeru deten Kanten. Führer sitzt hinter den Tragflügeln. Sämtliche Ruder entlastet; bei den nur am Oberflügel angeordneten Querrudern besondere Ausgleichflossen über dem Flügel vor der Drehachse. Normales Fahrgestell mit Kreuzverspannung. Kühler seitlich des Rumpfes in der Flügelhinterkante als rechteckige Stirnkühler eingebaut. Die Sonderbauart des Auspufftopfes soll die Motorleistung erhöhen. Rosatelli-Luftschraube mit doppelt gekrümmtem Profil; Durchm. 3,30 m, Steigung 3,40 m, Gewicht 78 kg, Drehzahl 1500 Umdr./min.

Motor: Fiat A-14 (12 Zyl. in V-Form)	700	PS
Spannweite in beiden Flügeln	10,60	m
Länge	8,20	m
Höhe	2,90	m
Tragfläche	33	m²
Fluggewicht	2,15	t
Flächenbelastung	62	kg/m²
Leistungsbelastung	3,10	kg/PS

W. **21/49. 22.**

Flugzeugbeschreibung. Schweizer. Spalinger-Sporteindecker der »Agis«. — La Suisse Aérienne (Schweiz. Luftfahrt), Bd. 3, Nr. 19, Nov. 1921, S. 280 (1 Lichtb. o. nähere Angab.).

Halbfreitragender, verstrebter Hochdecker mit 30 PS-Motor. Torpedorumpf mit Kopfabfluß. Einsitzer. Querruder reichen nicht bis zur Flügelspitze. Achse mit Fahrgestellflügel. Einteiliges, nicht entlastetes und an halbkreisförmige Höhenflosse angeschlossenes Höhenruder, darüber das Seitenleitwerk mit entlastetem Seitenruder. W. **21/49. 23.**

Flugzeugbeschreibung. Vickers-»Vicking IV.« — Flight, Bd. 13, Nr. 40, 6. Okt. 1921, S. 655/659 (10 Sp., 7 Lichtb., 3 Übersichtsskizz. mit Maßang., 4 Skizz. von Einzelteilen).

Gegen »Vicking III« vergrößerter Hauptspant des Bootes. Im übrigen Boot ungeändert. Die Räder des Fahrgestelles sind jetzt mit Bandbremsen ausgestaltet. Radsteuerung. Die Einstellung der Höhenflosse zum Austrimmen erfolgt unter Federbelastung. Flügelfläche gegen »Vicking III« etwas vergrößert. Kastenleitwerk. Eine Ausführung des Wasserlandflugbootes, die an Frankreich für Verkehrszwecke geliefert wird, erhält nach vorn beiklappbare Flügel, einen niedrigverdichtenden Napier-»Lion«-Motor (420 PS) und kann mit vollständig geschlossenem Sitzraum oder mit offener Sitzverkleidung geflogen werden. Für Holland ist eine zweite Ausführung des »Vicking IV« für Militärzwecke mit M.-G.-Stand in der Bootspitze, vergrößerter Tragfläche, nicht beiklappbaren Flügeln, hochverdichtendem Napier-»Lion«-Motor (450 PS) und Doppelsteuerung im Bau. Spannweite gegenüber dem Verkehrsflugzeug 15,30 m; die übrigen Abmessungen sind gleich.

Zahlenangaben über das Verkehrsflugboot.

Spannweite	14,0	m
Flügeltiefe in beiden Flügeln	2,15	m
Flügelabstand innen	2,30	m
ganze Länge	10,70	m
Einstellwinkel	6°	
V-Form im Oberflügel	0°	
V-Form im Unterflügel	5°	
Spannweite der Räder	2,22	m
Flügelfläche	54,5	m²
beide Höhenflossen	3,3	m²
beide Höhenruder	2,38	m²
Kielflossen	1,0	m²
Seitenruder	1,3	m²
Leergewicht	1,70	t
Nutzladung	0,515	t
Fluggewicht	2,57	t
Flächenbelastung	47,1	kg/m²
Leistungsbelastung (420 PS)	6,1	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	184	km/h
Steigzeit auf 1,0 km Höhe	4,33	min
Startzeit	14	s

W. **21/49. 24.**

Flugzeugfestigkeit. Versuche an Sperrholzrippen (Zusammenfassung der Arbeiten der amerikanischen Versuchsanstalt für Forsterzeugnisse). — B. C. Boulton, Aerial Age Weekly, Bd. 13, Nr. 23 und 25, 15. und 29. Aug. 1921, S. 539/541 und 591/594 (13 Sp., 16 kleine Abb.).

Als Rippen für 4,5 m Flügeltiefe mit Sperrholzsteg zu schwer wurden, begann man 1919 Rippen mit Holzfachwerk herzustellen. Rippen mit gebogenen Fachwerkstreben ergaben je nach Bauart geringere Festigkeit oder höheres Gewicht oder zu große Arbeitszeit bei der Herstellung. Rippen mit Gurt in T-Form und seitlich angeleimten Leisten waren nur in einer Belastungsrichtung fest. Ein Gurt in U-Form ergab in beiden Richtungen ausreichende Festigkeit, war aber schwerer. Abhängigkeit von der Güte der Leimung. Wenn sich die Mittellinien der Stäbe in einem Punkte schneiden, steigt die Festigkeit. Die Barling-Rippe mit Gurt in T-Form, Streben mit kreuzförmigem Querschnitt sowie Sperrholzplatten als Eckverbindung ergaben geringes Gewicht. Handley-Page-Rippen erwiesen sich als unsicher. Die Rippen des Glenn-L.-Martin-Bombenflugzeuges hatten einen Sperrholzsteg, der zwischen den Gurten von Holm zu Holm vollkommen ausgesägt und durch eine Leiste sowie zwei Holzkreuze verstärkt war. Sehr hohe Festigkeit; Rippe eignet sich aber nur für geringe und mittlere Flügeltiefen. Rippen für große Flügeltiefen in Trägerform aus Sperrholz ausgeschnitten und durch aufgeleimte Stäbe verstärkt, ergaben gleiche Festigkeit und gleiches Gewicht, wie die viel einfachere Glenn-L.-Martin-Rippe.

Rippen aus Sperrholz mit aufgeleimten Verstärkungen als Fachwerk ohne Schrauben sind billiger als andere Bauarten. Hn. **21/48. 23.**

Flugzeugteile. Brennstoffgefäße, Leitungen und Benzinpumpen. — H. Herrmann, Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Nr. 22, 26. Okt. 1921, S. 451/453 (6 Sp., 7 Abb.). F. **21/48. 24.**

Flugzeugteile. Seilrollen des Bristol »Tourer« und Bristol »Fighter«. — Mitteilungen für Werkmeister vom englischen Luftministerium, Flight, Bd. 13, Nr. 38, 22. Sept. 1921, S. 636 (¼ Sp., o. Abb.).

Die Rollenführung der Kabel für das Querruder vom Bristol »Fighter« und »Tourer« ermöglichen ein Klemmen der Seile zwischen Führung und Rolle. Die Haltevorrichtungen für die Rolle sind nach Zeichnung A. D. 3329 zu ändern, alles andere kann bleiben. Flugtüchtigkeitszeugnisse werden nicht zurückgezogen, aber bei Neuerteilung von dieser Änderung abhängig gemacht. Hn. **21/48. 25.**

Luftschiffe. Ein amerikanischer Zukunftslandungsplatz für Luftschiffe. — Automobil-Welt, Flug-Welt, Bd. 19, Nr. 44, 30. Okt. 1921, S. 3 (1½ Sp., 1 Abb.). Hn. **21/48. 26.**

Materialkunde. Deutsche und amerikanische Magnesium-Legierungen. — Das Auto, Bd. 9, Nr. 18, 15. Sept. 1921, S. 633 u. 634 (2½ Sp., o. Abb.). Hn. **21/47. 50.**

Luftschiffe. Die Luftschiffbauarten der Welt 1921. — L. d'Orcy, Aviation, Bd. 11, Nr. 10, 5. Sept. 1921, S. 286/287 (3½ Sp., o. Abb.).

Schiffe nach Herstellungsländern geordnet. Für die englischen Luftschiffe hat sich immer noch kein Käufer gefunden.

Die Luftschiffe der Welt 1921.

Bauart	Baujahr	Inhalt m³	Länge m	Durchm. m	Motoren Zahl und Bauart	Zahl der Luftschrauben	Gesamtleistung PS	Gesamtauftrieb t	Geschwindigkeit km/h	Fahrweite km	Besatzung	Erbauer
Amerikanische Luftschiffe.												
a) Starrschiffe.												
Z. R. 1	im Bau	70 600	220	24,4	7 Liberty	7	2100	35,0	100	6 500	30	Marine-Luftfahrzeug-Werft
b) Unstarre Schiffe.												
D	1920	5 300	60	12,7	2 Union	2	240	2,0	90	1 550	5	Goodyear Tire and Rubber Co.
C	1919	4 800	59	12,7	2 Wright	2	300	1,8	97	1 350	5	
E	1919	2 700	49	10,2	1 Thomas-Morse	1	150	0,9	90	900	2	
F	1919	2 700	49	10,2	1 Union	1	120	1,0	84	1 550	3	
A	1920	2 700	49	10,2	1 Curtiss	1	90	1,0	74	1 600	3	
B	1918	2 400	50	9,6	1 Curtiss	1	100	0,8	77	770	2	
H	1920	1 000	29	8,6	1 Lawrence	1	50	0,4	73	600	2	
X	im Bau	5 100	52	13,8	2 Aeromarine	2	250	2,2	97	1 600	6	
Englische Luftschiffe.												
a) Starrschiffe.												
Z. R. 2	1921	78 000	211	26,0	6 Sunbeam-»Cossack«	6	2100	50,0	112	10 500	30	Königl. Luftschiff-Werke, Bedford
R. 36	1921	60 000	204	24,0	3 Sunbeam 2 Maybach	3 2	1570	26,0	105	6 500	28	Beardmore, Glasgow
R. 33	1919	55 000	195	24,0	5 Sunbeam-»Maori«	4	1250	24,0	100	10 100	22	Armstrong, New-Castle-on-Tyne
R. 32	1918	44 000	187	19,9	5 Rolls-Royce	5	1250	16,4	105	7 900	21	Short, Bros., Bedford
R. 30	1920	35 000	162	21,5	4 Wolseley-Maybach	3	1000	15,0	97	4 500	20	Vickers Ltd., Barrow
b) Unstarre Schiffe.												
N. S.	1918	10 200	80	17,3	2 Fiat	2	520	3,8	92	4 400	10	Entwurf von der engl. Marine
C. Star	1918	6 000	67	15,0	1 Berliet 1 Fiat	2	370	1,8	92	1 450	5	
S. S. T.	1918	2 800	50	10,8	2 Rolls-Royce »Hawk«	2	150	1,0	92	2 000	4	Bau von Einzelfirmen
S. S. Z.	1917	1 980	44	9,8	1 Rolls-Royce »Hawk«	1	75	0,8	77	1 120	3	
Französische Luftschiffe.												
a) Unstarre Chalais-Meudon-Bauart.												
C. M. 1	1917	6 000	70	12,5	2 Salmson	2	300	2,0	80	800	5	Armee-Luftschiff-Werft
C. M. 5	1918	9 000	80	13,7	2 Salmson	2	460	3,7	82	1 600	8	
b) Unstarre Astra-Torres-Bauart.												
A. T. 1	1917	6 500	70	16,4	2 Renault	2	300	2,8	75	1 050	5	Astra-Werke, Paris
A. T. 5	1917	7 700	72	18,0	2 Renault	2	300	3,1	72	1 050	5	
A. T. 10	1918	8 900	75	6,5	2 Hispano oder 2 Renault	2	400 oder 500	3,4	80	1 600	8	
A. T. 18	1919	10 600	80	18,0	2 Renault	2	500	4,0	80	1 600	10	
c) Unstarre Zodiac-Bauart.												
V. Z. 1	1917	2 800	48	10,6	2 Renault	2	160	0,8	77	650	3	Zodiac-Werke, Paris
V. Z. 16	1918	3 100	50	10,6	2 Hispano	2	300	1,0	84	800	3	
Z. D. 1	1917	6 200	72	13,1	2 Renault	2	300	2,8	76	1 050	5	
Z. D. U. S.	1920	10 000	80	15,2	2 Renault	2	500	4,2	80	1 600	10	
Deutsche Luftschiffe.												
a) Starrluftschiffe (Zeppelinbauart).												
L. 71	1918	69 000	227	24,0	6 Maybach	6	1740	48,0	120	12 000	30	Zeppelin-Werke
„Bodensee"	1919	22 600	127	18,8	4 Maybach	3	1040	11,5	137	1 800	17	
b) Halbstarre Parsevalbauart.												
P. L. 27	1917	31 000	159	18,0	4 Maybach	4	960	18,0	90	4 000	18	L. F. G.
Italienische Luftschiffe.												
a) Halbstarre Militärbauart.												
D. E.	1918	2 500	49	10,3	1 Fiat-Colombo	1	100	0,8	65	1 120	2	Armee-Luftschiff-Werft
O.	1918	3 600	54	10,6	2 Fiat-Colombo	2	200	1,1	89	2 180	3	
P. V.	1917	5 400	62	11,5	2 S. P. A.	2	450	1,5	87	2 100	4	
M.	1917	12 500	82	17,3	3 S. P. A.	3	675	4,5	84	4 500	5	
Roma	1920	34 000	125	25,0	6 Ansaldo	6	2400	16,0	110	8 500	12	
X	im Bau	1 100	40	8,5	2 Anzani	2	70	—	74	480	—	
X	im Bau	42 000	160	25,0	12 S. P. A.	12	2400	—	110	—	—	
b) Halbstarre Forlaninibauart.												
F. 4	1917	10 900	90	17,9	2 Isotta-Fraschini	2	320	6,1	74	4 800	5	L. da Vinci-Werke, Mailand
F. 6	1918	14 000	94	20,4	4 Isotta-Fraschini	2	700	7,6	90	5 600	6	

Hn. **21/48. 27.**



Motorbau. Die Frage des Flugmotors. — H. Bergeron (Rundfrage bei verschiedenen Firmen), L'Air, Bd. 3, Nr. 45, 20. Sept. 1921, S. 13 (4 Sp., o. Abb.).

H. Farman bezeichnet die Frage der Schaffung eines neuen Flugmotors als eine Kostenfrage, der die zahlreichen Kriegsflugmotoren feindlich gegenüberstehen.

H. Breguet bezeichnet die vorhandenen Motoren als gut und glaubt, daß man Benzin als Brennstoff beibehalten wird. Vereinfachung von Vorteil. Große Flugzeuge mit 1000—1500 PS müssen noch mit halber Motorleistung fliegen können.

Die Renault-Werke halten es für richtig, zu warten, bis sich die Verhältnisse in der Flugtechnik mehr befestigt haben. Der kommende Motor wird einfacher als der bisherige sein. Hn. **21/47. 51.**

Motorbau. Vergleichsangaben über Flugmotoren. (Comparative Aircraft Engine Data). — Nach Martinot-Lagarde, Automotive Industries, Bd. 45, Nr. 10, 10. Sept. 1921, S. 457 (*R* ½ Sp., 1 Zahltaf.).

Gegenwärtiger Stand des Flugmotorenbaues.

Leistungen	160 — 600	PS
sogar bis	800 u. 1000	PS
Drehzahlen	1400 ÷ 2100	Umdr./min
Drehzahlen der Luftschraub.:	100 ÷ 1800	Umdr./min
Kolbengeschwindigkeiten	7 ÷ 16	m/s
Einheitsgewichte	0,8 ÷ 1,5	kg/PS
Verdichtungsverhältnis zwischen	1:5 u. 1:6	
Einheits-Brennstoffverbrauch	210 ÷ 260	g/PSh
Einheits-Ölverbrauch	10 ÷ 40	g/PSh
Leistung je 1 l Hubverdrängung	11,5	PS
bei Langsamläufern, bei Schnelläufern	19	PS
($8,6 \div 5,2$ cm³/PS)		
Arbeitsdruck $8 \div 9,5$ kg/cm² je nach Verdichtungsverhältnis u. volumetrischem Wirkungsgrad		
Zylinderbohrungen von	120 ÷ 170	mm
Bei V- und Stern-Motoren	(200 ÷ 400	PS):
Bohrungen	120 ÷ 140	mm
Bei Reihenmotoren mit gleichen Leistungen	140 ÷ 170	mm

Einheitsgewichte der Motorenhauptteile von Motoren mit Einheitsgewichten von $0,8 \div 1,5$ kg/PS:

Kurbelgehäuse	0,282 ÷ 0,45	kg/PS
Zylinder	0,214 ÷ 0,37	»
Kurbelwelle	0,1 ÷ 0,25	»
Pleuelstange	0,038 ÷ 0,08	»
Kolben	0,045 ÷ 0,120	»
Getriebe	0,033 ÷ 0,06	»
Vergaser	0,02 ÷ 0,05	»
Magnete	0,04 ÷ 0,08	»
Wasserpumpe	0,004 ÷ 0,015	»
Ölpumpe	0,004 ÷ 0,03	»
Höchstdrücke auf Kurbelzapfen	100 kg/cm²	
» auf Kolbenbolzen	179 kg/cm²	

Hinsichtlich der freien Massenkräfte und des Ungleichförmigkeitsgrades des Drehmomentes sind 12-Zylinder-V-Motoren besser als 6-Zylinder-Reihen-Motoren, und zwar im Verhältnis 4,5:7. Bei acht Zylindern und weniger ist bei Gebrauch eines Getriebes zur Geschwindigkeitsverminderung besser ein Schwungrad zu verwenden.

Verhältnis vom Hub zu Schubstangenlänge $1,7 \div 2$ (der größte Wert bei V-Motoren), Ventilsitze haben Winkel 30°, Bohrung der Ventile	11 ÷ 61 mm
Ventilerhebung	100 ÷ 140 mm
Arbeitsdrücke auf Kurbelwelle	109 ÷ 218 kg/cm²
Durchmesser der Lager bei 300 PS-Motor	61 mm
Öldruck im allgemeinen	1,05 kg/cm²
bei Schnelläufern mit kleinen Lagern, wie Hispano-Suiza	5,3 kg/cm²

Aluminiumkolben sind gußeisernen überlegen bei einem Kupfergehalt von 5 vH und ohne Zink. — Lebensdauer des Motors um so größer, je niedriger die Umlaufszahlen und je kleiner die Lagerdrucke. F. **21/49. 25.**

Motorbeschreibung. Napier-»Lion«-Motoren, Schutzmaßnahmen. — Mitteilung für Werkmeister des englischen Luftministeriums vom 13. Sept. 1921, The Aeroplane, Bd. 21, Nr. 13, 28. Sept. 1921, S. 292 (½ Sp., o. Abb.).

I. Beide Serien der Napier-»Lion«-Motoren I und II sind flugbrauchbar, müssen aber sorgfältig behandelt werden. Das Verdichtungsverhältnis steht auf dem Firmenschild. Bei hohem Verdichtungsverhältnis 5,8:1 leistet der Motor bei normaler Drehzahl 450 PS, bei niedrigem 5,0:1 420 PS bei der gleichen Drehzahl.

II. Der Brennstoff darf höchstens 30 vH Kohlenwasserstoffe enthalten. Bei Ostasien- und Borneo-Spiritus müssen mindestens 15 vH Benzol, bei amerikanischem Spiritus mindestens 25 vH Benzol zugegossen werden.

III. Drei verschiedene Schubstangen werden benutzt, leichte, mittlere und schwere. Es wird empfohlen, die leichten und mittleren Stangen durch schwere zu ersetzen, da sie nur kurze Laufdauer haben und das Weißmetall nach einer gewissen Zeit abbröckelt. Bei der Ersetzung der leichten Bauart müssen auch die Kolben gewechselt werden, da Lagerdurchm. verschieden. Hn. **21/47. 52.**

Motorkühlung. Lamblin-Kühler. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Nr. 22, 26. Okt. 1921, S. 454/455 (1 Sp., 2 Skizz. m. Maßangab., 1 Lichtb.).

Der Kühler bedeutet einen Fortschritt. Er besitzt größeren Wärmeumsatz und geringeren Widerstand. Zwei Bauarten, die sich nur durch die Kühlrippenzahl unterscheiden. Die gute Kühlwirkung erhellt aus amerikanischen Untersuchungen. Nachteilig ist beim Lamblin-Kühler die schwierige Abdeckung im Winter. Ein 300 PS Hispano-Suiza-Motor braucht drei (soweit bekannt, meist nur zwei! D. Ber.) Lamblin-Kühler. W. **21/47. 53.**

Motorverdichtung. Bericht über Versuche am R. A. F. 4D-Zylinder zur Bestimmung des besten Verdichtungsverhältnisses. (Report ob Tests of R. A. F. 4D Cylinder to Determine the Best Compression Ratio.). — R. A. E., 5. Bericht der Unterabteilung für Verbrennungskraftmaschinen des englischen Forschungsausschusses für Luftfahrt (Internal Combustion Engine Sub-Committee Report, Nr. 5, Aeronautical Research Committee), Mai 1917, veröffentlicht 1921 (4 S. Text, 3 S. Zahlentaf., 1 Abb., 3 S. Schaulinien).

Der benutzte Zylinder war luftgekühlt, aus Aluminium mit Stahllaufbuchse.

Bohrung	100 mm
Hub	140 mm
Bestes Verdichtungsverhältnis	1:4,6
Kühlfläche:	
Kühlrippen	0,46 m²
Zylinderkopf mit Ventil-Kammern usw.	0,08 m²
Laufbuchse	0,029 m²
zusammen:	0,569 m²

Ventilzeiten:

	Kalt		Warm	
	Einlaß	Auslaß	Einlaß	Auslaß
Öffnen	10° v.	60° v.	2° v.	55° v.
Schließen	56° h.	35° h.	45° h.	19° h.

Spiel der Kipphebel für Ein- und Auslaß 0,1 mm kalt und 0,65 warm. 48° Vorzündung. Durch Thermoelemente wurden die Temperaturen an jeder dritten Rippe und an der Auslaßventilkammer gemessen. Brennstoffverbrauch und Füllungsgrad wurden gemessen sowie aus der Abgasanalyse das Mischungsverhältnis berechnet. Der Zylinder ist mit dem Gemisch der größten Leistung etwas wärmer als mit armem Gemisch. Die größte Bremsleistung wurde bei einem Verdichtungsverhältnis von 1:4,6 bis 1:4,7 erzielt. Geringster Brennstoffverbrauch bei 1:4,6.

Versuchsergebnisse mit Verdichtungsverhältnis 1 : 4,6

Drehzahl	Bremsleistung	Mittlerer Kolbendruck	Brennstoffverbrauch	Kühlluft		Füllungsgrad	Mischungsverhältnis		Bemerkungen
				Temperatur	Geschwindigkeit		Gemessen	Berechnet	
Umdr./min	PS	kg/cm²	g/PSh	°C	m/s	vH.			
2000	17,9	7,45	220	17,8	30	80,0	16,5	16,62	Gemisch für größte Leistung
1950	17,1	7,30	200	17,8	30	79,7	18,4	17,02	Gemisch für geringsten Verbrauch
1800	17,05	7,88	234	17,8	30	83,6	15,1	13,25	Gemisch für größte Leistung
1800	16,9	7,80	215	17,8	30	83,7	16,6	14,5	Gemisch für geringsten Verbrauch
1600	15,7	8,16	214	17,8	30	92,2	17,5	14,4	Gemisch für größte Leistung
1600	15,4	8,01	201	17,8	30	90,5	18,7	14,41	Gemisch für geringsten Verbrauch

Hn. **21/49. 26**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G. m. b. H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. L. Prandtl
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. Wilh. Hoff
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

2. Heft | **31. Januar 1922** | **13. Jahrgang**

INHALT:

SONDERHEFT:



DREI JAHRE LUFTVERKEHR

« 5. FEBR. 1919 - 5. FEBR. 1922 »

DEUTSCHE LUFT-REEDEREI



FIRLE

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

2. Heft | 31. Januar 1922 | 13. Jahrgang

Drei Jahre Luftverkehr.

Von M. Wronsky.

Am 5. Februar 1922 sind drei Jahre verflossen, seit die Deutsche Luft-Reederei einen regelmäßigen Luftpostverkehr, den ersten in Deutschland, einrichtete. Diese Tatsache gibt Veranlassung, der Öffentlichkeit einen Rückblick über die Vergangenheit zu geben. Es soll jedoch davon abgesehen werden, nochmals eine Übersicht über die geschichtliche Entwicklung der D. L. R. zu geben, da dies in der aus Anlaß der Zurücklegung des millionsten Flugkilometers am 27. November 1920 herausgegebenen kleinen Denkschrift geschehen ist. Der Zweck dieser Ausführungen ist vielmehr, durch eine statistische Zusammenstellung über die gesamten Betriebsergebnisse der letzten drei Jahre einen Einblick in die inneren Zusammenhänge eines Luftverkehrsunternehmens zu ermöglichen.

Statistische Zahlentafeln sind im allgemeinen nicht beliebt. Sie wirken oft trocken und ermüdend. Trotzdem muß man sich einiger Zahlen und Zusammenstellungen bedienen, um in leichtverständlicher Art und gedrängter Form die Leistungen übersichtlich zu erfassen.

Es dürfte zunächst interessant sein, einen Überblick über die Entwicklung des Verkehrsnetzes zu gewinnen. Nachstehende Aufstellung wird dies erleichtern:

Strecken-Übersicht 1919—1921.

Strecken 1919	km	Strecken 1920	km	Strecken 1921	km
Berlin—Weimar	250	Europa Nord—West-Flug [1])	560	Hamburg—Rotterdam [1])	465
Berlin—Hamburg	260	Berlin—Warnemünde	220	Berlin—Dortmund	435
Berlin—Hannover—Gelsenkirchen	490	» ab 15. IX. bis Kopenhagen	180	Berlin—Dresden	175
Berlin—Swinemünde	175	Hamburg—Westerland	19[illegible]	Hamburg—Westerland	190
Berlin—Warnemünde	220	Berlin—Leipzig (Messeverkehr)	150	Travemünde—Swinemünde	405
Hamburg—Westerland	190	Berlin—Frankfurt a. M.	450	» ab 1. IX. von Kiel	120
		Berlin—Essen	490	Hamburg—Travemünde	75
				Berlin—Leipzig } Messeverkehr	150
				Berlin—Breslau } Messeverkehr	300
				Danzig—Riga—Reval	780
Gesamt-Kilometer	1585		2240		3095

Die Strecken von Berlin zur Ostsee waren als Anschlußlinien nach den Skandinavischen Ländern gedacht. Tatsächlich ist der Verkehr Warnemünde—Kopenhagen auch eine Zeitlang durchgeführt worden, bis die Entente die Verwendung der damals im Dienst befindlichen ehemaligen Heeresflugzeuge hierzu untersagte.

Als Ergänzung des Vorstehenden mag folgende Verkehrskarte dienen.

Wichtiger noch für die Beurteilung der Gesamtleistungen der D. L. R. ist eine Zusammenstellung der in den einzelnen Jahren ausgeführten Flüge und zurückgelegten Kilometer, die in den folgenden Zahlentafeln enthalten sind, und zwar enthält Zahlentafel 2 gleichzeitig eine Verteilung der Verkehrsleistungen auf die verschiedenen regelmäßigen Strecken.

Anzahl der Flüge.

	1919	1920	1921	Insgesamt
Streckenflüge	2144	757	2325	5226
Sonder- u. Rundflüge	1356	2141	3003	6500
Insgesamt	3500	2898	5328	11726

Bei oberflächlicher Beobachtung könnte die Auswahl der Strecken den Eindruck der Wahllosigkeit erwecken. Tatsächlich wurde jedoch von Anfang an ein bestimmtes Verkehrsprogramm verfolgt, und zwar wurde von vornherein das Ziel angestrebt, große internationale Luftverkehrslinien oder wenigstens Teile und Anschlußstrecken dazu vorbereitend herzustellen. Im einzelnen mag folgendes zur Erläuterung dienen: Die Linie Berlin—Leipzig—Weimar war eine Etappe auf dem Wege über Frankfurt nach dem Westen. Sie wurde 1920 eingestellt, weil eine Fortführung nach Frankreich zurzeit noch unmöglich war. Gleiche Zwecke verfolgte die Linie nach dem Rheinland.

Der Rückgang im Jahre 1920 erklärt sich daraus, daß mehrere Monate lang ein absolutes Flugverbot durch die interalliierte Luftfahrtkommission vorlag und sämtliche Flugzeuge beschlagnahmt waren. Dies muß auch bei den übrigen Zahlentafeln berücksichtigt werden.

Von seiten des Publikums, das dem Luftverkehr noch fernsteht, wird der Sicherheit des Fliegens naturgemäß besondere Beachtung geschenkt. Schon im ersten Betriebsjahr waren Regelmäßigkeit und Sicherheit, von denen man sich auf Grund der Kriegsfliegerei kein genaues Bild machen konnte, überraschend gut. Sie erreichten im letzten Jahr während

[1]) Mit Rücksicht auf die zurzeit noch bestehenden Beschränkungen seitens der Entente für Auslandsflüge wurden die Strecken in Betriebsgemeinschaft mit ausländischen Gesellschaften, die mit der D. L. R. in der International Air Traffic Association zusammengeschlossen sind, geflogen, und zwar derart, daß auf den außerdeutschen Teilen der Linien die Flugzeuge von den fremden Gesellschaften gestellt wurden, während die D. L. R. die Personal- und Bodenorganisation übernahm.

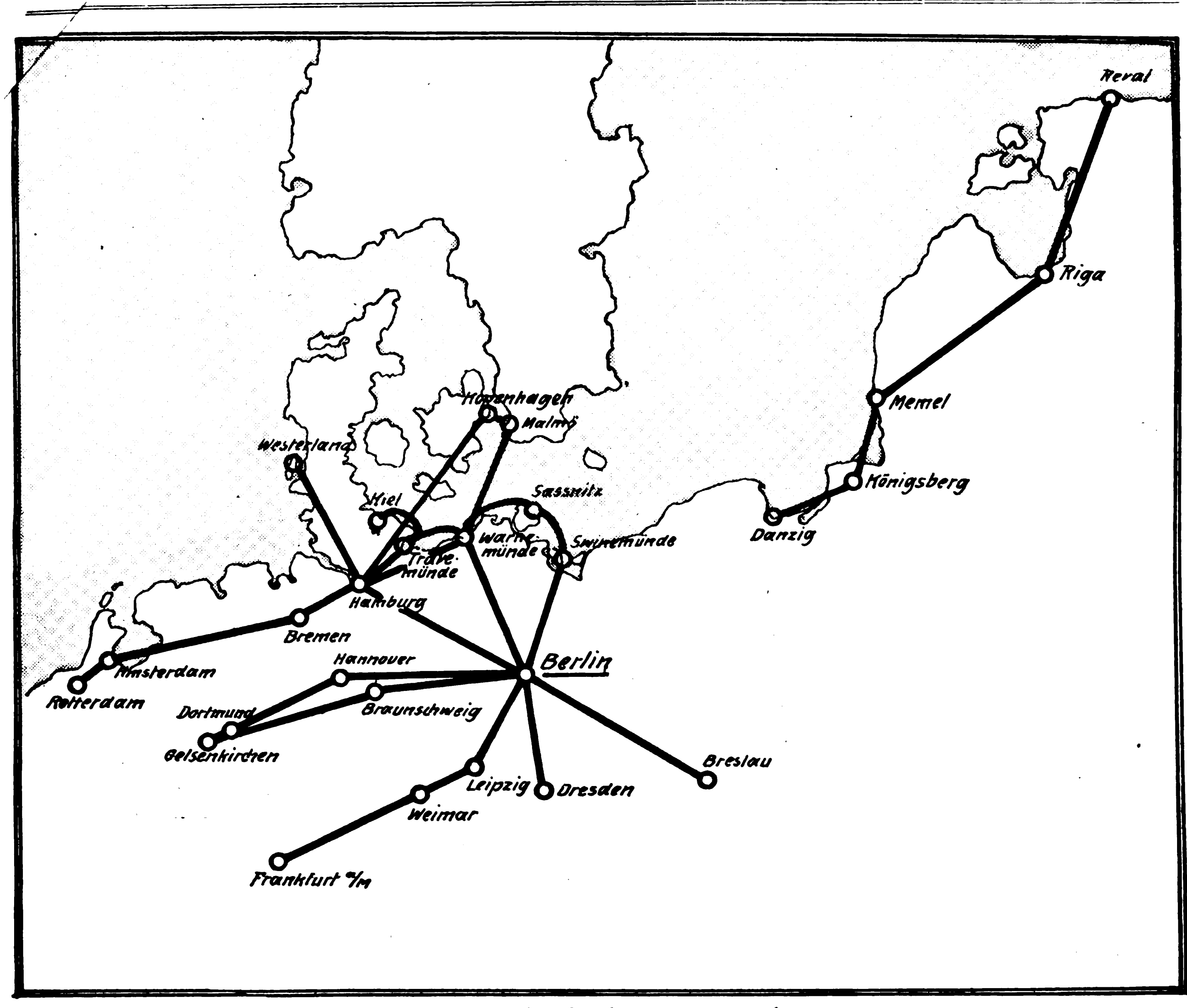


Abb. 1. Regelmäßige Strecken 1919, 1920 und 1921.

Zurückgelegte km in Strecken-, Sonder- und Rundflügen.

Strecke	1919	1920	1921	Insges.
Berlin—Weimar	203750			203750
Berlin—Hamburg	154170			154170
Berlin—Hannover—Gelsenkirchen	156980			156980
Berlin—Swinemünde	22440			22440
Berlin—Warnemünde	32120	60530		92650
Hamburg—Westerland	4500	25560	65640	95700
Europa—Nord—West-Flug		63935		63935
Berlin—Leipzig		4500	10270	14770
Berlin—Frankfurt a. M.		5340		5340
Berlin—Braunschweig—Essen—Dortmund		29105	236905	266010
Hamburg—Rotterdam			129555	129555
Berlin—Dresden			86955	86955
Travemünde—Swinemünde—Kiel			32670	32670
Hamburg—Travemünde			1725	1725
Berlin—Breslau			900	900
Danzig—Riga—Reval			110615	110615
Sonder- und Rundflüge	77738	185375	131263	394376
Insgesamt	651698	374345	806498	1832541

zweier Monate sogar 100 vH. Die Durchschnittszahlen enthalten nachstehende Aufstellung.

Als Ergänzung hierzu mag auch eine Statistik unseres Luftpostdienstes über Unglücksfälle von Passagieren dienen, die hoffentlich zur Beseitigung manchen Vorurteils beitragen wird.

Zuverlässigkeit des Luftverkehrs.

	1919	1920	1921	Insges.
Planmäßige Flüge, die aus technischen oder Witterungsgründen nicht angetreten wurden	85	64	87	236
Nicht beendete und unterbrochene planmäßige Flüge	235	131	108	474
Glatt durchgeführte Flüge	3265	2767	5220	11252
In vH ausgedrückt	91,7	93,5	96,4	94,1

Verletzungen und Todesfälle von Passagieren.

	Luftpostdienst 1919	Luftpostdienst 1920	Luftpostdienst 1921	Insgesamt
Verletzungen	—	3	4	7
Todesfälle	—	—	—	—

Es entfallen demnach auf 100000 gefl. km:

Verletzungen	—	1,6	0,6	0,43
Todesfälle	—	—	—	—

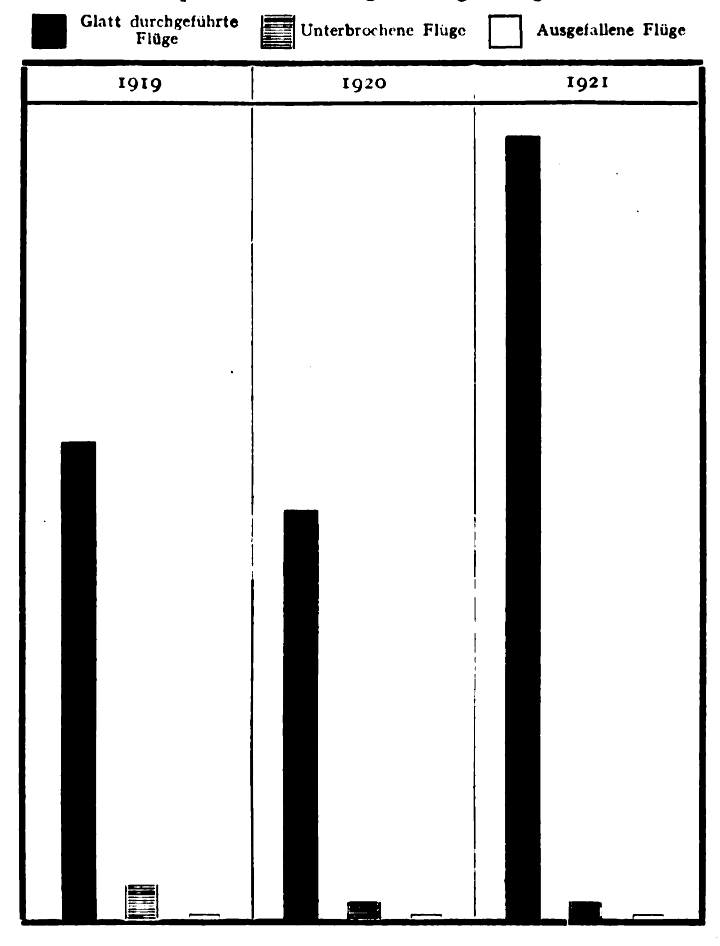
Im Betrieb der Eisenbahn kommen beispielweise auf je 100000 km

	1917	1918
Tötungen und Verletzungen (einschl. Bahnpersonal)	1,1	1,24

Während sich die bisherigen Angaben mehr mit dem rein Betriebsmäßigen beschäftigten, soll sich die nachstehende Zahlentafel mit der Frequenz des Luftverkehrs befassen. Naturgemäß können diese Zahlen noch keinen Vergleich mit anderen Verkehrsmitteln aushalten, doch zeigt die Zunahme der Benutzung, daß allmählich das Flugzeug ein beachtenswertes Mitglied unter den übrigen Verkehrsmitteln werden wird.

Graphische Darstellung der Regelmäßigkeit.





Bei genauem Studium der nachstehenden Zahlentafel wird man die Beobachtung machen, daß die größte Frequenz der Fluggäste durchaus nicht auf denjenigen Strecken eingesetzt hat, die größere Entfernung überbrücken und Punkte mit großen wirtschaftlichen Interessen verbinden, wie z. B. Berlin—Essen—Dortmund, vielmehr finden sich zurzeit noch immer die meisten Fluggäste auf verhältnismäßig kurzen Strecken, wie z. B. Berlin—Dresden, obgleich hier der zeitliche Vorteil der Bahn gegenüber nur ca. 2 Stunden beträgt. Dies hängt wohl mit dem Wunsch des Publikums zusammen, gelegentlich einen Flug auszuführen, um seine Schönheiten und Eigenarten erst mal kennen zu lernen, ohne ihn jedoch zu lange auszudehnen. Anders liegen die Verhältnisse naturgemäß bei Luftverkehrslinien, die einen wesentlichen Zeitvorsprung, den anderen Verkehrsmitteln gegenüber bedeuten, wie z. B. Hamburg—Westerland (Flugzeug 2 h, Dampfer 12 h), oder Danzig—Riga (Flugzeug ca. 4 h, Eisenbahn 24 h und mehr). Auf derartigen Linien waren meist alle verfügbaren Plätze auf lange Zeit im voraus bestellt.

A. Fluggäste.

Strecke	1919	1920	1921	Insges.
Berlin—Weimar	258			258
Berlin—Hamburg (Westerland)	233			233
Berlin—Hannover—Gelsenkirchen	100			100
Berlin—Swinemünde	110			110
Berlin—Warnemünde	135	54		189
Hamburg—Westerland		143	509	652
Europa-Nord-West-Flug		76		76
Berlin—Leipzig	6	203	182	391
Berlin—Frankfurt a. M.		5		5
Berlin—Braunschweig—Essen—Dortmund		11	187	198
Hamburg—Rotterdam			320	320
Berlin—Dresden			506	506
Travemünde—Swinemünde—Kiel			164	164
Hamburg—Travemünde			17	17
Berlin—Breslau			—	—
Danzig—Riga—Reval			979	979
Sonder- und Rundflüge	2079	2173	5477	9729
	2921	2665	8341	13927

B. Postladungen (in kg).

Strecke	1919	1920	1921	Insges.
Berlin—Weimar	10993[1])			10993
Berlin—Hamburg (Westerland)	9305[1])			9305
Berlin—Hannover—Gelsenkirchen	512[1])			512
Berlin—Swinemünde	82[1])			82
Berlin—Warnemünde	108[1])	878		986
Hamburg—Westerland (inkl. Ztg.)		3603	12405	16008
Europa-Nord-West-Flug		1248		1248
Berlin—Leipzig	605[1])	37	656	1298
Berlin—Frankfurt a. M.		15		15
Berlin—Braunschweig—Essen—Dortmund		56	945	1001
Hamburg—Rotterdam			963	963
Berlin—Dresden			2615	2615
Travemünde—Swinemünde—Kiel			77	77
Hamburg—Travemünde			3	3
Berlin—Breslau			2	2
Berlin—Gelsenkirchen—Utrecht		167		167
Danzig—Riga—Reval			486	486
Insgesamt	21605	6004	18152	45761

Die Beförderungsziffer im Jahre 1919 war höher als im Jahre 1920 und 1921, weil während der Eisenbahnsperren im Jahre 1921 zahlreiche Sondertransporte ausgeführt werden konnten. Ferner sind die besonders hohen Ziffern an einigen Stellen dadurch entstanden, daß regelmäßig größere Mengen Tageszeitungen befördert wurden.

C. Postpakete, Güter (in kg).

Strecke	1919	1920	1921	Insges.
Berlin—Weimar	35424			35424
Berlin—Hamburg (Westerland)	13040			13040
Berlin—Hannover—Gelsenkirchen	6476			6476
Berlin—Swinemünde	6715			6715
Berlin—Warnemünde	646	90		736
Hamburg—Westerland			—	
Europa-Nord-West-Flug		640		640
Berlin—Leipzig	986	81	2095	3162
Berlin—Frankfurt a. M.		—		
Berlin—Braunschweig—Essen—Dortmund		8	148	156
Hamburg—Rotterdam			2224	2224
Berlin—Dresden			385	385
Travemünde—Swinemünde—Kiel			—	
Hamburg—Travemünde			—	
Berlin—Breslau			—	
Danzig—Riga—Reval			4260	4260
Sonderflüge	8858	91	828	1107
	72145	910	9940	82995

Die nachstehende Übersicht, die die Ausnutzung des vorhandenen Laderaumes in Prozenten wiedergibt, zeigt, welche Schwierigkeiten noch bestehen, um im Luftverkehr eine einigermaßen gleichmäßige Rentabilität und wirtschaft-

[1]) Inkl. wegen Verkehrssperre mitgegebener Bahnpost.

D. Gesamtladung (Passagiere à 75 kg).

Strecke	1919	1920	1921	Insges.
Berlin—Weimar	65767			65767
Berlin—Hamburg (Westerland)	39820			39820
Berlin—Hannover—Gelsenkirchen	14488			14488
Berlin—Swinemünde	15047			15047
Berlin—Warnemünde	10879	5018		15897
Hamburg—Westerland		14328	50580	64908
Europa-Nord-West-Flug		7588		7588
Berlin—Leipzig	2041	15343	16401	33785
Berlin—Frankfurt a. M.		390		390
Berlin—Braunschweig—Essen—Dortmund		889	15118	16007
Hamburg—Rotterdam			27187	27187
Berlin—Dresden			40950	40950
Travemünde—Swinemünde—Kiel			12377	12377
Hamburg—Travemünde			1278	1278
Berlin—Breslau			2	2
Danzig—Riga—Reval			78171	78171
Sonder- und Rundflüge	164784	163232	411390	739406
	312826	206788	653454	1173068

liche Stabilität zu erzielen. Immerhin ist auch hier die Steigerung bezeichnend und sehr erfreulich.

Ausnutzung des verfügbaren Laderaumes in vH.

1919	1920	1921	Im Durchschnitt
35	19,7	41,6	37

Die folgende graphische Darstellung faßt die vorstehenden Angaben zusammen und gibt eine Gesamtübersicht der Flugleistungen der letzten drei Jahre.

Die Flugpreise waren in den drei Jahren natürlich den größten Schwankungen unterlegen, welche im wesentlichsten von den veränderten Betriebsstoffpreisen diktiert wurden. Für die Allgemeinheit dürfte von Interesse sein, daß trotz der zurzeit herrschenden Leichtigkeit im Geldausgeben die Flugpreise nicht auf die kaufmännisch erforderlich gewesene Höhe abgestellt werden konnten. Jeder, durch die wirtschaftliche Notwendigkeit diktierte Versuch, mit den Preisen über eine bestimmte Grenze hinauszugehen, hatte sofort ein entsprechendes Zurückgehen der Frequenz zur Folge. Es ergibt sich daraus, daß die Einführung des Luftverkehrs bei den zurzeit noch dauernd schwankenden Geld- und Wirtschaftsverhältnissen ohne staatliche Beihilfe nicht möglich ist. Wird aber eine staatliche Beihilfe auch noch eine gewisse Zeitspanne gewährt, so kann mit einer gesunden Entwicklung des Luftverkehrs gerechnet werden. Die Flugpreise werden

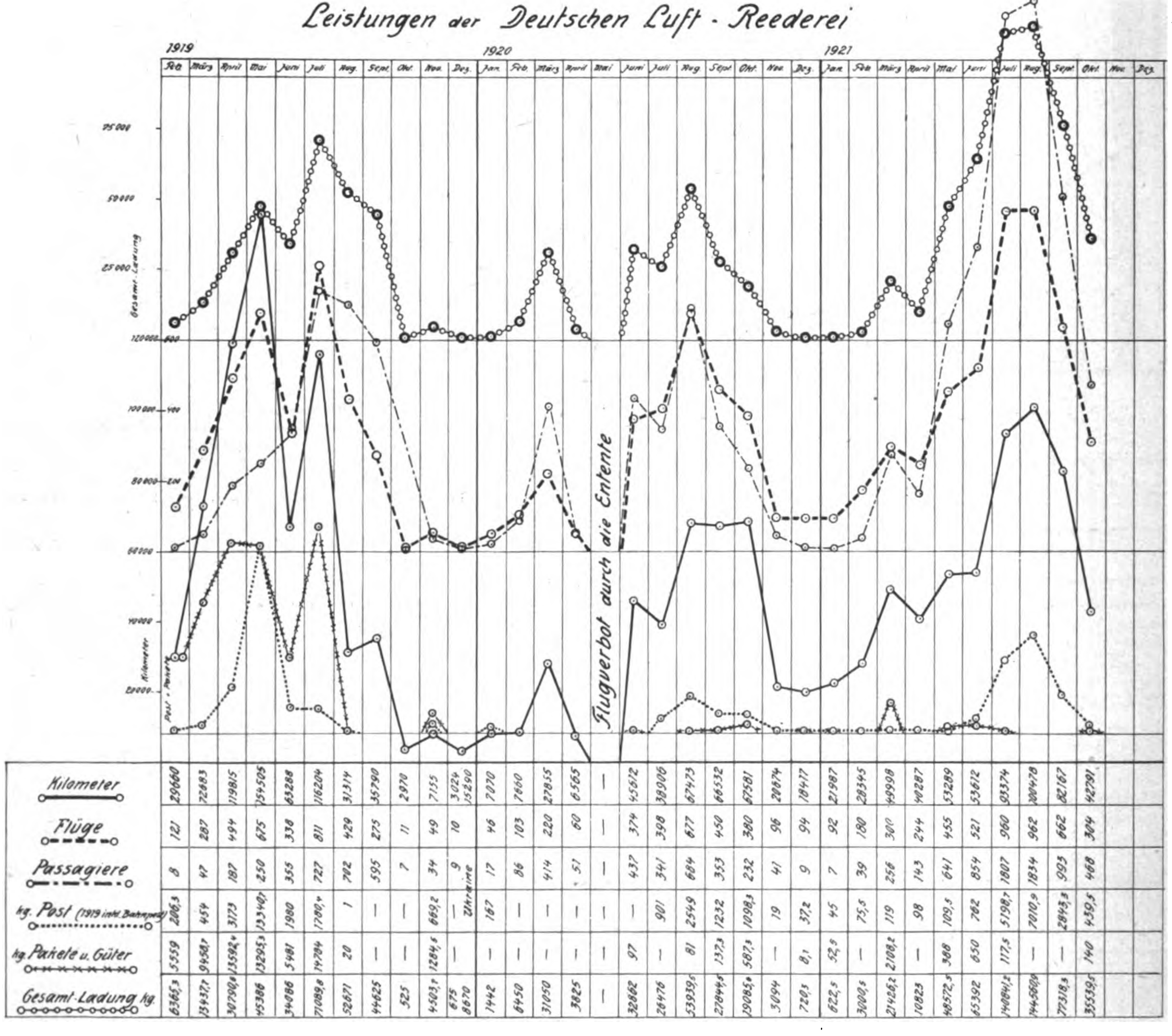


Abb. 2. Gesamtleistungen der Deutschen Luft-Reederei seit Betriebseröffnung Februar 1919.

alsdann am besten einheitlich, etwa auf den doppelten oder dreifachen I. Klasse-Eisenbahnfahrpreis festgelegt, was sicherlich sehr zur Popularisierung des Luftverkehrs beitragen würde. Ein Versuch hiermit soll schon in nächster Zeit gemacht werden.

Für die Sonderflüge, die bisher ohne staatliche Beihilfe durchgeführt wurden, mußten im Jahre 1921 von der D. L. R. Preise von etwa M. 18 für den Kilometer, unter Ermäßigung von $33^1/_3$ vH für den Rückflug, gefordert werden. Das Ergebnis dieser Preise, die nicht einmal die gesamten auf einem Fluge lastenden Ausgaben decken, war, daß von Sonderflügen leider nur noch in geringerem Umfange als früher Gebrauch gemacht werden konnte, obwohl gerade in diesen Flügen oft große wirtschaftliche Bedeutung liegt.

Die nachstehende Karte gibt eine Übersicht über die bisher ausgeführten Sonderflüge.

Die folgende Zahlentafel, die eine Zusammenstellung der im Jahre 1921 im Dienst gehaltenen Flugzeuge, deren Betriebsstoffverbrauch usw. gibt, erlaubt einen Einblick in den inneren Betrieb der Gesellschaft.

Der geringere Benzinverbrauch für den geflogenen Kilometer in den Monaten der Hochfrequenz erklärt sich daraus, daß der Verbrauch an Brennstoff für Kontroll- und Probe-

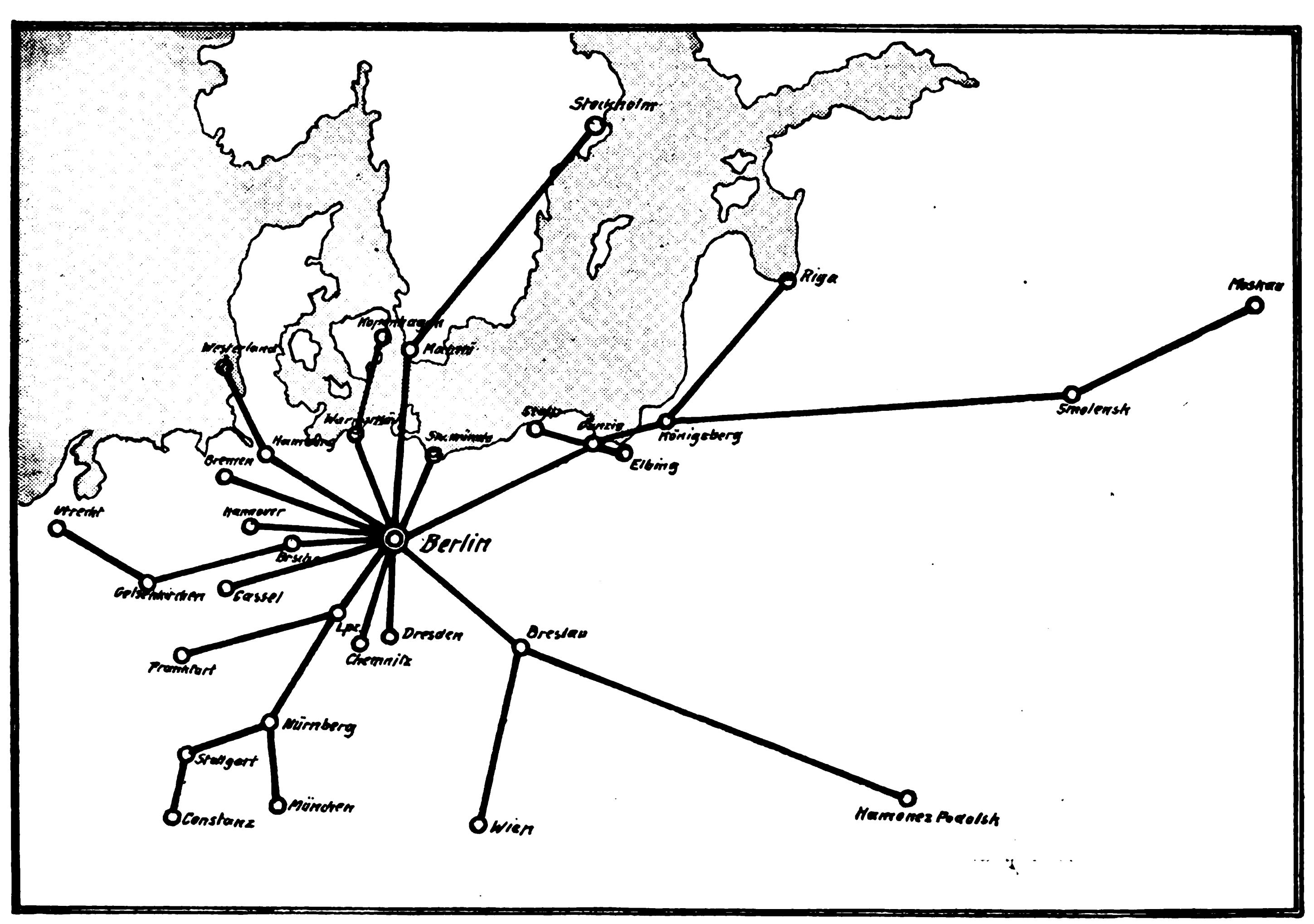


Abb. 3. Sonderflüge der Deutschen Luft-Reederei.

Leistungen und Benzinverbrauch der Flugzeuge 1921.

	Januar	Februar	März	April	Mai	Juni	Juli	August	September	Oktober
Anzahl der Flugzeuge im Dienst¹)	42	42	47	48	45	45	44	45	46	46
Geflogene km	21 987	28 345	49 998	40 287	53 289	53 612	93 374	100 478	82 167	42 791
km pro Flugzeug	524	675	1 062	840	1 185	1 192	2 122	2 233	1 787	930
Benzinverbrauch in l	18 969	24 027	41 735	33 241	39 155	38 851	65 190	64 70[illegible]	49 318	26 487
Benzinverbrauch pro km	0,86	0,84	0,83	0,82	0,73	0,72	0,69	0,64	0,60	0,62

Der Europa-Nordwestflug und die Strecke Danzig—Riga—Reval sind in dieser Aufstellung und den folgenden nicht enthalten.

Leistungen der Flugzeugführer 1921.

	Januar	Februar	März	April	Mai	Juni	Juli	August	September	Oktober
Anzahl der Flugzeugführer	15	14	15	14	13	17	18	19	17	13
km pro Flugzeugführer	1460	2025	3327	2878	4099	3271	5188	5288	4833	3291

¹) Einige Flugzeuge befinden sich stets in der Überholung oder Reparatur.

flüge, Abbremsen usw. sich auf eine größere Zahl von Nutzkilometern verteilt.

Die Zahlentafel S. 21 gibt ein Bild der Leistungen der Flugzeugführer.

Bei der Beurteilung der meisten vorstehenden Zahlentafeln darf nicht außer acht gelassen werden, daß fast ausschließlich Flugzeuge vom Typ der ehemaligen Heeresflugzeuge für den Verkehr verwendet worden sind, lediglich auf denjenigen Strecken, die in Betriebsgemeinschaft mit ausländischen Gesellschaften betrieben wurden, konnten moderne Verkehrsflugzeuge eingesetzt werden.

erspart worden sein, während mit diesen Flügen ein Mehr von 85500 kg hätte befördert werden können.

Von besonderem Interesse für die Allgemeinheit würde es sicherlich sein, wenn an dieser Stelle auch eine Übersicht über die Einnahmen und Ausgaben der Gesellschaft veröffentlicht werden könnte; doch läßt sich dies naturgemäß für ein kaufmännisches Unternehmen nicht verwirklichen. Immerhin geben vielleicht die nachfolgenden Angaben dem Fernstehenden ein Bild von den Unkosten, die ein umfangreicher Luftverkehr verursacht.

1921.

	Januar	Februar	März	April	Mai	Juni	Juli	August	September	Oktober
Benzinverbrauch	125	149	248	218	232	261	363	354	281	227
Gehälter und Löhne	181	207	211	191	188	174	213	209	208	191
Unkosten für Kasko-Unfall u. Haftpflicht-Versicherung	26	26	41	56	45	11	144	55	12	66
Überholung und Reparatur außerhalb der Versicherung	39	35	37	37	18	26	68	68	76	73

Die Zahlen bedeuten Mark in runden Tausendern.

Interessant ist daher ein Vergleich der Leistungen der ehemaligen Heeresflugzeuge mit denen eines modernen Verkehrsflugzeuges. Als Beispiel soll der Verkehr auf der Strecke Hamburg—Westerland in diesem Sommer gewählt werden. Es sind auf dieser Linie befördert worden

50579 kg.

Zur Beförderung dieser Last waren notwendig

346 Flüge.

Der Benzinverbrauch mit

38662 l

soll im Durchschnitt mit M. 6 bewertet werden, was einer Ausgabe von

M. 231972

entsprechen würde. Bei Einsatz eines modernen 6sitzigen Verkehrsflugzeuges würden bei der gleichen Zahl von Flügen etwa

12887 l = M. 77322

Ein weiteres Beispiel mag das Vorstehende vervollständigen:

In einem Monat des verflossenen Flugjahres beliefen sich die Gesamtunkosten auf den geflogenen Kilometer auf M. 29,47.

Von den Gesamtausgaben des Jahres entfallen z. B. auf

Betriebsstoffe . . .	etwa	26 vH
Reparaturen		8 »
Versicherungen. . .		6 »
Löhne und Gehälter		25 » .

Mit den vorstehenden Angaben sollen die Veröffentlichungen für heute abgeschlossen werden. Sie werden hoffentlich genügen, um wenigstens einen gewissen Einblick in das Innenleben des Luftverkehrs zu ermöglichen. Eine ganze Reihe weiterer Statistiken, sowohl technischer wie kaufmännischer Art, werden noch bearbeitet. Sie sind jedoch für die Allgemeinheit weniger von Interesse und sollen deshalb späteren Spezialabhandlungen vorbehalten bleiben.

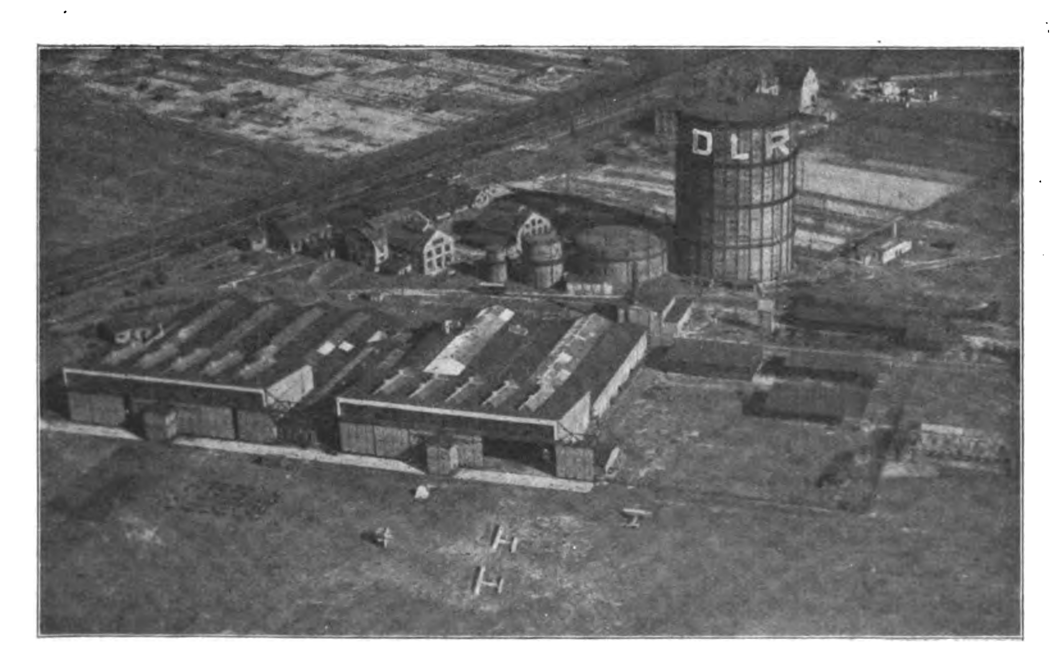


Abb. 4. D. L. R.-Flughafen Berlin-Staaken.

Zeitungstransport durch Flugzeuge.

Von Fr. Wm. Seekatz.

Bei Durchsicht der Statistik einer Luftverkehrsgesellschaft interessiert den Leser auch in hohem Maße die Zunahme der beförderten Luftpost. Wir verstehen darunter Briefpost, Drucksachen und Zeitungen und können mit Genugtuung feststellen, daß die Flugpost sich in den vergangenen Jahren sehr viele Freunde erworben hat. Hier wollen wir uns speziell mit Zeitungstransporten befassen, da sie den größten Teil der durch Flugzeuge beförderten Gesamtpost darstellen.

Schon im Jahre 1919, bei Eröffnung der ersten Fluglinie durch die Deutsche Luft-Reederei Berlin—Weimar, wurden anläßlich der Tagung der Nationalversammlung große Mengen Berliner Zeitungen obengenanntem Zielpunkt durch die regelmäßig verkehrenden Postflugzeuge zugeführt. Auch nach Hamburg, Hannover, Gelsenkirchen, Warnemünde gelangten im Laufe des benannten Jahres Berliner Zeitungen und speziell während der großen Eisenbahnsperren wurden die Flugzeuge für die Beförderung von Flugpost und Zeitungen sehr stark in Anspruch genommen.

Das Jahr 1920 zeigt gegenüber dem vorhergehenden wieder ein Abflauen der Flugpost, und erst im Jahre 1921 erlebten wir wieder einen bedeutenden Zuwachs. Wenn man heute die Tageszeitungen anstatt durch die Eisenbahn mit dem Flugzeug befördern will, so müssen auf jeden Fall Gründe vorhanden sein, die für die letztere Art von Beförderung sprechen. Der große Zeitungsverleger entschließt sich zunächst überhaupt schwer, das bisherige ihm zur Verfügung stehende Verkehrsmittel zu verlassen, da mit der Inanspruchnahme der Flugpost Umstellungen in dem gesamten Zeitungsbetrieb verknüpft sind und es immer eine gewisse Zeit dauert, bis sich der ganze Apparat auf die neue Beförderungsart eingestellt hat. Man wird selbstverständlich nur dann Zeitungen durch Flugpost versenden, wenn gegenüber der normalen Beförderung durch Eisenbahn oder Schiff erhebliche Stundengewinne zu verzeichnen sind. Auch die auftretenden Mehrkosten durch den Flugzuschlag spielen eine große Rolle und waren zu Anfang in gewisser Beziehung der Beteiligung durch die Zeitungsverleger sehr im Wege. Man hat sich jedoch dadurch geholfen, daß der Flugzuschlag nicht von dem Verlag, sondern von dem Kunden getragen wurde. Sobald die großen Berliner Verleger gesehen haben, daß ihnen durch die Flugpost erhebliche Vorteile entstanden, nahmen sie voll und ganz von der neuen Einrichtung Besitz, und es sei ihnen an dieser Stelle der besondere Dank ausgesprochen; denn sie haben hierdurch ihr erneutes Interesse für ein Verkehrsmittel bewiesen, von dem wir hoffen, daß es in den kommenden Jahren in noch viel größerem Maße gerade von den deutschen Tageszeitungen benutzt wird.

Bereits im Sommer 1920 beteiligten sich verschiedene Berliner und Hamburger Verleger an dem Zeitungstransport auf der Bäderstrecke Hamburg—Westerland. Im vorigen Jahr stellte sich die D. L.-R. die Aufgabe, auch für die übrigen von ihr beflogenen Strecken regelmäßige Ladungen zu erhalten. Im folgenden möge daher der Zeitungsdienst etwas näher behandelt werden.

Berlin—Dresden.

Laut Flugplan verließ das täglich verkehrende Postflugzeug um 4 Uhr nachmittags Berlin, um in Dresden 5^{30} einzutreffen. Die Abendausgaben der großen Berliner Verlagsanstalten Ullstein, Mosse und Scherl werden gegen 3 Uhr nachmittags fertig und gelangen kurze Zeit darauf bereits in den Straßenhandel. Nach dem vorliegenden Zeitungsfahrplan kommt die Abendausgabe mit der Eisenbahn erst nach 10 Uhr abends nach Dresden, während das Flugzeug bereits 5^{30} dort eintrifft. Es ist aber zu beachten, daß die Zeitungssendungen in Berlin erst nach dem Flughafen Staaken befördert werden müssen, und es ist vielleicht interessant, im folgenden den Weg vom Verlag bis nach Dresden zu beschreiben:

2^{55} nachmittags verlassen die ersten Exemplare die Rotationspresse, werden als Flugpostsendungen mit einem besonderen Stempel versehen, verpackt und gewogen, verlassen
3^{05} mittels Schnellradfahrer das Verlagshaus, gelangen
3^{08} zum Luftpostamt C 2 in der Königstraße, werden amtlich abgefertigt, verlassen
3^{10} mit dem regelmäßig verkehrenden Zubringer-Automobil das Luftpostamt, eintreffen
3^{45} im Lufthafen Staaken, abgehen
4^{00} mit dem Postflugzeug nach Dresden, treffen
5^{30} dort ein, werden von einem Schnellradfahrer vom Flughafen nach dem Zentrum der Stadt befördert und gelangen
5^{50} bereits im Straßenhandel zum Verkauf.

Der Zeitgewinn gegenüber der Eisenbahn beträgt hier über vier Stunden und das Dresdener Publikum hat den neuartigen Transportweg sehr begrüßt; denn es war an Hand der in der Abendausgabe erscheinenden Berliner Kurszettel in der Lage, seinen Bankier noch am selben Abend mit neuen Orders zu betrauen.

Nach Dresden wurden im Jahre 1921 vom 1. Februar bis 31. Oktober 2601,5 kg Berliner Tageszeitungen und zwar nur die Abendausgabe befördert, da ein Frühdienst mit Flugzeug von Berlin aus nicht bestand. Es beteiligten sich nachgenannte Zeitungen:

Berliner Lokal-Anzeiger,
Berliner Tageblatt,
Der Tag,
Vossische Zeitung.

Hamburg—Westerland.

Auf dieser Strecke wurden bereits im Jahre 1920 und in noch viel höherem Maße 1921 Zeitungen befördert, da der Zeitgewinn gegenüber der normalen Beförderung ein ganz bedeutender ist. Mit der Eisenbahn oder dem Dampfschiff trifft der Reisende bzw. die Post gewöhnlich erst nach einer schwierigen Fahrt von über 9 h von Hamburg aus in Westerland ein, dagegen wird mit dem Flugzeug die gleiche Entfernung in nur $1\frac{1}{2}$ h zurückgelegt. Leider bestand im vergangenen Jahre keine Flugverbindung Berlin—Hamburg, so daß die Berliner Zeitungen zunächst per Bahn befördert und daraufhin in das Flugzeug umgeladen werden mußten, aber trotzdem erreichten die Sendungen immer noch 12 bis 15 h früher Westerland, als wenn sie per Eisenbahn befördert worden wären. Die Inanspruchnahme gestaltete sich derart stark, daß zur Bewältigung der großen Zeitungslasten eine doppelte Verbindung zwischen Hamburg und Westerland geschaffen werden mußte, die sich nach folgendem Flugplan abspielte:

Hamburg—Westerland:

9^{00}	12^{00}	ab Hamburg . . ↑	an	10^{30}	5^{30}
10^{30}	1^{30} ↓	an Westerland .	ab	9^{00}	4^{00}

Die Abendausgabe der Berliner Zeitungen, die mit der Eisenbahn nach Hamburg gelangten, blieben die Nacht über dort liegen und verließen am nächsten Morgen um 9 Uhr Hamburg.

In der Zeit vom 1. Juli bis 30. September 1921 wurden auf dieser Strecke insgesamt 11037 kg Zeitungen befördert; in den einzelnen Monaten betrug die Zeitungslast:

Juli	5319 kg
August	3930 »
September	1788 »



Sehr interessant ist eine Aufstellung, die sich auf den Monat August bezieht.

Beförderte Zeitungslast:

Tag	kg	Tag	kg
1. 8. 1921	59 kg	16. 8. 1921	195 kg
2.	237 »	17.	194 »
3.	194 »	18.	183 »
4.	183 »	19.	180 »
5.	168 »	20.	212 »
6.	191 »	21. (Sonntag)	230 »
7. (Sonntag)	301 »	22.	75 »
8.	63 »	23.	153 »
9.	188 »	24.	136 »
10.	195 »	25.	151 »
11.	183 »	26.	144 »
12.	167 »	27.	170 »
13.	215 »	28. (Sonntag)	64 »
14. (Sonntag)	266 »	29.	222 »
15.	64* »	30.	161 »
		31.	175 »

An dieser Strecke beteiligten sich nachstehende 20 Zeitungen:

8 Uhr Abendblatt,	Hamburger Nachrichten,
Berliner Abendpost,	Hamburger Correspondent,
Berliner Börsen-Courier,	Kölnische Zeitung,
Berliner Lokal-Anzeiger,	Krämers Dorfrundschau,
Berliner Tageblatt	Neue Hamburger Zeitung,
B. Z. am Mittag,	Rul,
Der Tag,	Sportwelt,
Deutsche Zeitung,	Vossische Zeitung,
Die Voß,	Weser Zeitung,
Hamburger Fremdenblatt,	Wohnungstausch-Anzeiger.

Wie aus der Zusammenstellung hervorgeht, war die Beteiligung eine sehr rege, haben sich doch sogar bekannte Tageszeitungen aus Köln und Bremen der Flugpost bedient.

Berlin—Braunschweig—Dortmund.

Infolge des ungünstig liegenden Flugplanes war hier eine Zeitungsbeförderung durch Flugzeug nicht empfehlenswert, da die Morgenausgaben der Berliner Zeitungen mit der Bahn bereits um 1^{30} nachmittags in Dortmund eintrafen, während das Postflugzeug erst 2^{15} den Flughafen Dortmund-Brakel erreichte.

Hamburg—Bremen—Amsterdam.

Bei dieser in Betriebsgemeinschaft mit der Koninklijken Luchtvaart Maatschappij geflogenen Strecke konnte ein regelmäßiger Zeitungsdienst nicht aufrechterhalten werden, da die niederländische Postverwaltung noch keine definitiven Tarifsätze für Zeitungssendungen im Flugzeug herausgegeben hatte. Im Jahre 1921 stellte das Reichspostministerium den Berliner Verlegern für die Zeit von vier Wochen einen kostenlosen Probedienst zwischen Berlin und Amsterdam bzw. Rotterdam über Bremen zur Verfügung, der auch von verschiedenen Zeitungen voll ausgenutzt wurde. Es ist zu hoffen, daß für 1922 nach Festsetzung der holländischen Tarife eine rege Beteiligung einsetzt, die auch nach London weiterführt, da wir gerade auf dieser Strecke sehr viel Zeit gegenüber der Eisenbahn und dem Dampfschiff gewinnen können.

Berlin—Leipzig.

Die im Frühjahr und Herbst stattfindenden Mustermessen, für die ein regelmäßiger Flugdienst eingerichtet wurde, hatten auch eine überaus starke Inanspruchnahme durch Zeitungstransporte zur Folge. Die Beförderungsmengen im Jahre 1921 auf dieser Strecke waren folgende:

Frühjahrsmesse 1921	2095 kg
Augustmesse 1921	571 »

An Berliner Zeitungen beteiligten sich:

Berliner Lokal-Anzeiger,
Berliner Tageblatt,
B. Z. am Mittag,
Deutsche Zeitung,
Vossische Zeitung.

Außer diesen regelmäßigen Transporten wurden besonders im Jahre 1921 Zeitungssonderflüge ausgeführt, so z. B. nach Hamburg zum Derby für die Deutsche Allgemeine Zeitung, nach Dortmund für den Berliner Börsen-Courier, nach Westerland für die B. Z. am Mittag u. a. m.

Die durch Flugpost beförderten Zeitungen werden sicherlich beim Publikum immer mehr Anhänger finden, und es ist zu hoffen, daß in den nächsten Jahren eine bedeutende Steigerung der Zeitungstransporte stattfinden wird.

Über das Luftbild.

Von **W. Geßner.**

Freude am Fliegen ist für den Mitfliegenden Freude am Sehen. Sehen und das Gesehene im Geiste richtig als das einschätzen, was es in Wirklichkeit vorstellt, ist erst bei einiger Übung möglich. Bei der Fülle der neuen Eindrücke, die jeder Flug bringt, entstand fast gleichzeitig mit dem Fliegen der Wunsch, das Gesehene in irgendeiner Form festzuhalten. Was lag näher, als die für Objekte auf der Erde schon hochentwickelte Phototechnik in Anwendung zu bringen. Die praktische Umwertung und rasche Entwicklung dieser Ideen wird durch eine Reihe von photographischen Kammern, die zum Photographieren aus Frei-, Fesselballons, Luftschiffen und Flugzeugen hergestellt sind, verkörpert.

Angefangen bei der 8teiligen Scheimpflug-Ballonkammer ist die Entwicklung über die Kammern mit 25, 50, 70 und 120 cm Brennweite und einem Format von 9 × 12, 13 × 18, 16 × 16 und 24 × 30 cm bis zum Platten- und Filmreihenbildner zu einer Vollendung gelangt, die automatisch sicheres Arbeiten zuläßt.

Anstoß für die rasche Entwicklung ist der Krieg gewesen, aber auch die Nachkriegszeit hat bild- und kartentechnische Neuerungen besonders für die Vermessung aus der Luft gebracht. Die Verbesserung der Heyde-Hugershoffschen Meßkammer, der Hugershoffsche Autokartograph, der Zeißsche Reihenbildner mit Ansaugfilm, die Zeißsche Meßkammer und ihre Anwendung im Zeißschen Stereoautographen haben uns einen Vorsprung verschafft, der bei richtiger praktischer Erkenntnis auf dem Gebiete der Vermessung aus der Luft auch beim Ausland Beachtung finden dürfte.

Schrägaufnahmen von Städten und Bädern für Propagandazwecke, die durch die Ansichtskartenindustrie große Verbreitung finden, bilden nur einen geringen Teil der Verwendungsmöglichkeit des Luftbildes.

Wichtiger schon ist die Auswertung von Schrägaufnahmen für Erkundungs- und Überwachungsarbeiten, z. B. bei der Vornahme von Hoch- und Tiefbauten, Wasser-, Kraft-, Bahn- und Straßenanlagen sowie für die industrielle Propaganda. Abgesehen von der Fabrik-Schrägaufnahme ist es bei ausgedehnten Betrieben, wie Kalkwerken, Moor- und Torfgebieten, Braunkohlen-Tagbau usw. wichtig, einen Überblick über den ganzen Komplex und in besonderen Fällen auch Schichtlinienpläne zu bekommen. Das Bild aus der Luft liefert dazu die schnellsten und besten Unterlagen, die zu einer Bildkarte, einem Lagenbild vereinigt, das Gelände anschaulich und wahrheitsgetreu im Zustande der Aufnahme wiedergeben.

Diese Art der Geländedarstellung bildet den Übergang zum größten und wichtigsten Verwendungsgebiet, den eigentlichen Vermessungsaufgaben, die fast stets im engsten Zusammenhang mit großzügigen wirtschaftlichen und verkehrsmäßigen Erschließungsprojekten auftreten werden. Die seitherige Karte gibt das Gelände in der Projektion durch sche-



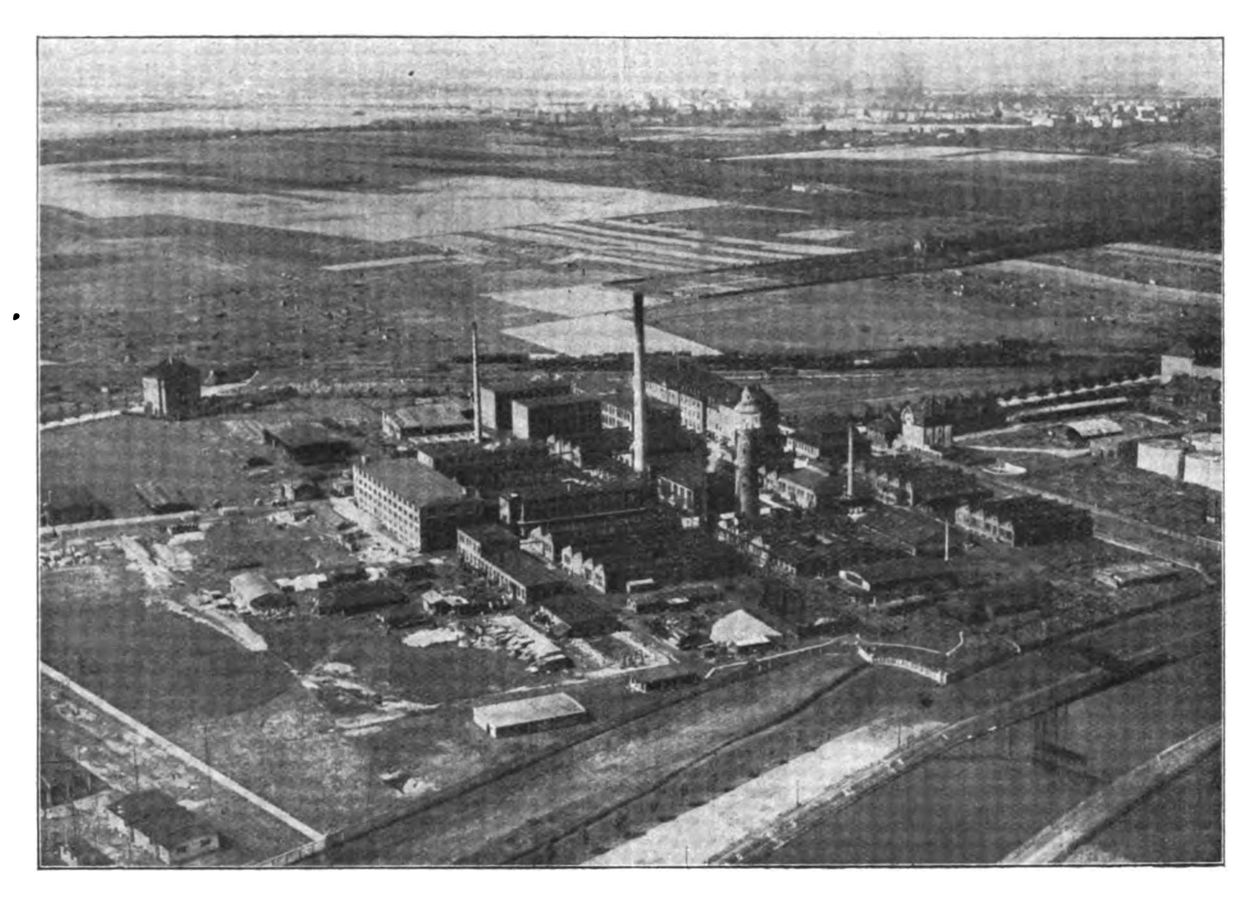


Abb. 1. Luftaufnahme einer Fabrikanlage.
Chemische Fabrik Riedel A.-G. Berlin-Britz.

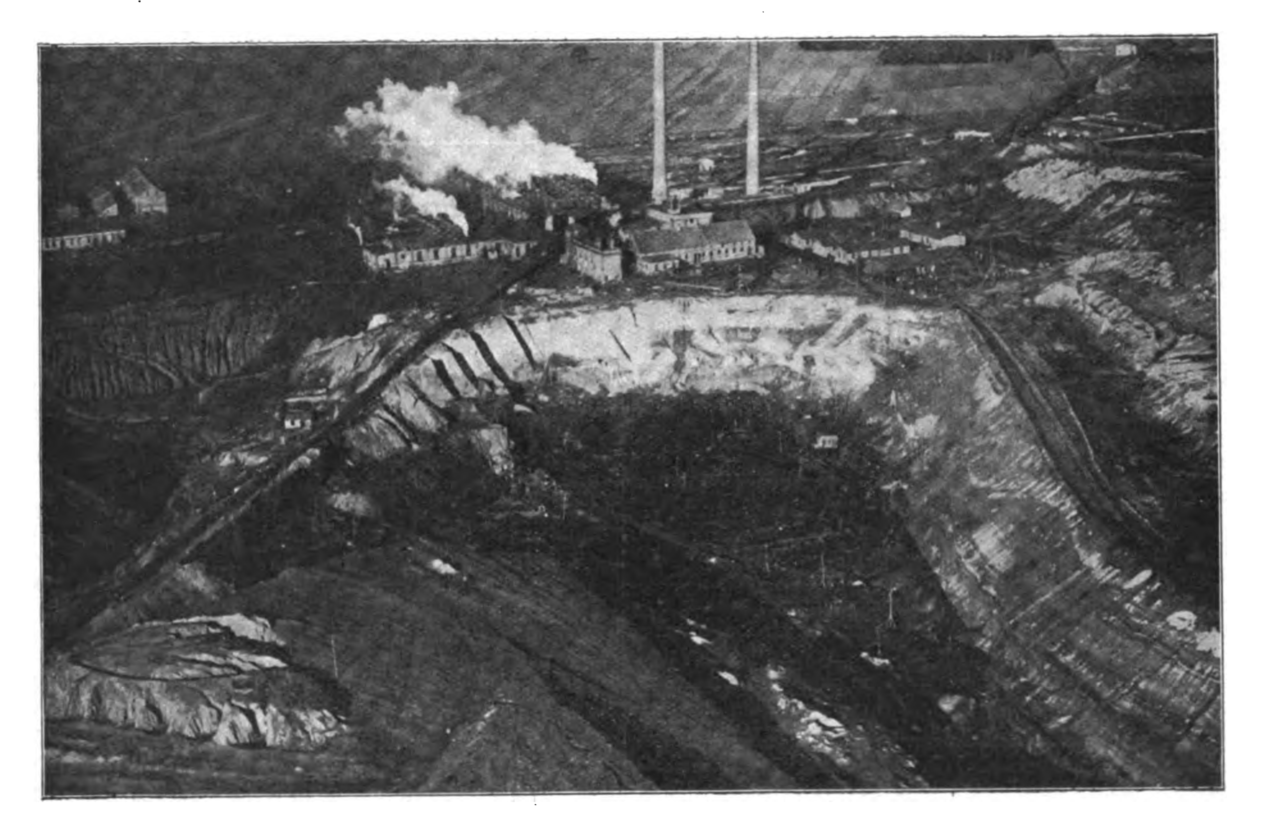


Abb. 2. Luftaufnahme einer Braunkohlengrube.



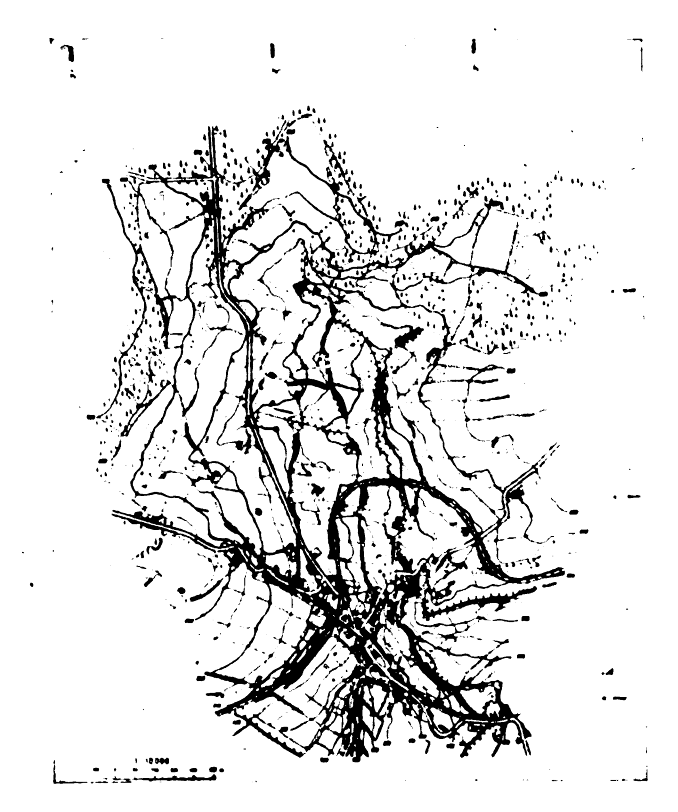


Abb. 3. Unter amtlicher Kontrolle nach Luftmeßbildern mit dem Autokartographen von Prof. Hugershoff gezeichnete Karte.

matische Signaturen auf dem Papier wieder. Einzelheiten können bei Plänen größeren Maßstabes nur unvollkommen dargestellt werden. Das schnell zu erlangende Lagenbild verschafft dagegen bei gleichzeitiger Vornahme von Meß- und Schrägaufnahmen alle Einzelheiten, die für die Herstellung einer Karte erforderlich sind und die zeitraubenden und kostspieligen Feldarbeiten des Topographen erübrigen. Amtlich vorgenommene Vergleichsmessungen haben als mittlere Fehler einer im Autokartographen gemessenen Strecke von 100 m Länge $\pm$ 0,63 m und bei Höhenmessungen $\pm$ 1,22 m ergeben, wobei aber schließlich noch nicht erwiesen ist, ob die terrestrische Messung, welche man notwendigerweise als Grundmaß annehmen mußte, fehlerfrei war. Vergleichshalber sei angegeben, daß die genaue Vermessung von 120 km² bei vorhandenen Katasterunterlagen die Jahresarbeit eines Topographen darstellt, daß aber die Bildunterlagen für die Vermessung am Autokartographen für dieselbe Fläche mit einem mehrstündigen Fluge gewonnen werden können, und daß die Umarbeitung am Autokartographen in wenigen Wochen beendet sein kann. Die Vorzüge des Verfahrens springen noch mehr in die Augen, sobald es sich um unzugängliches Gelände und unerschlossene Gebiete handelt. Man bedenke, wie rasch die Ergebnisse der terrestrischen Vermessung bei der langsamen Arbeitsweise veralten. Bezeichnend ist der Ausspruch eines bekannten französischen Fachmannes: »Wir werden eher eine Luftvermessungskarte von Afrika besitzen, als eine Neuaufnahme Frankreichs erleben.«

In dem oben Gesagten ist die allgemeine Entwicklung gezeichnet, auf deren Basis die Lichtbildabteilung der Deutschen Luft-Reederei seit Frühjahr 1919 arbeitet. Es handelt sich um das klare Ziel, den Gedanken des Luftbildes und der Luftbildmessung mit den großen Wirtschafts- und Verkehrsinteressen zu vereinigen und so der Allgemeinheit nutzbringend zugänglich zu machen.

Flugzonenkarte mit Orientierungsmaßstab für Luftreisende.

Von **Ottokar Kracker v. Schwartzenfeldt**, techn. Postinspektor, Kartographische Stelle des Reichspostministeriums.

»Die Luft wird eine Poststraße der Zukunft werden, die Länder und Völker über Meere hinweg verbindet.« Diese Zeilen schrieb am 12. November 1920 der Herr Reichs-Postminister Giesberts der Deutschen Luft-Reederei in ihr Werk »Eine Million Flugkilometer«.

Die Luftverkehrsstatistik zeigt, daß sich die Zahl der auf den regelmäßig geflogenen Strecken beförderten Passagiere dauernd erhöht und es ist daher mit allen Mitteln danach zu streben, auch in diesem Jahre eine weitere Steigerung zu erzielen, damit die Raumausnutzung der Verkehrsflugzeuge sich immer mehr dem Werte von 100 vH nähert. Im Laufe der Zeit hat man die Erfahrung gemacht, daß der Luftreisende sich nicht in dem Maße über das von ihm überflogene Gelände orientieren kann, wie es eigentlich im Interesse der ganzen Fliegerei notwendig erscheint.

Von diesem Gesichtspunkt ausgehend, wird nun speziell für Luftreisende eine besondere Karte hergestellt, die es ermöglichen soll, die Orientierung in jeder Weise zu erleichtern.

Zunächst wurde die Strecke Berlin—Dresden für die Flugzonenkarte bearbeitet. Gelegentlich eines Fluges konnten sämtliche kartographischen Gesichtspunkte festgelegt werden, die für die Ausarbeitung der Karte in Frage kommen. Die Gesamtstrecke ist in 8 Luftorientierungspunkte, die immer 20 km voneinander entfernt sind, eingeteilt, wobei die Flugrichtung als Abszisse zu betrachten ist, durch die bei 20 km Teilpunkten entsprechende Ordinaten gezogen sind. Diese und die markantesten Streckenpunkte sind in überhöhter Zeichnung dargestellt und alle Sichtwerte in einer Flugbeschreibung in knapper Form wiedergegeben.

Die Flugzonenübersichtskarten werden im Verhältnis 1:1000000 zur Natur gezeichnet und passen sich den Festsetzungen der Internationalen Konvention an, welche Übersichtskarten im gleichen Maßstab vorsieht. Die Flugzonenkarte bringt in 50 km Breite das Allernotwendigste in kartographisch farbiger Darstellung. Ein Zuviel würde für die meist im Kartenlesen wenig geschulten Augen des Luftreisenden nur verwirrend und ermüdend wirken. Die Signaturen sind der besseren Sichtbarkeit wegen stark überhöht gezeichnet, sie sollen vor allen Dingen das Auge befriedigen. Die Karte erscheint im farbigen Druck, und zwar der Orientierungsmaßstab rot, Gewässer blau, Wälder grün, Gebirgszüge in brauner Schummerung, Schrift und die übrige Situation schwarz. Neben dem Kartenbild befinden sich die Angaben der Kilometer von 20 zu 20 — die Flugabschnitte; ferner Felder für Passierzeit (Uhrzeit), Flugzeit in Minuten, Stundengeschwindigkeit in Kilometern und Flughöhe in Metern. Der untere Rand trägt die Tabelle für die Stundengeschwindigkeit (95—600 km) und die Zeichenerklärung. Die Flugzonenkarte mit Orientierungsmaßstab hat handliche Taschenbuchform, die Streckenbeschreibung, Lagepläne der zugehörigen Flughäfen, Erläuterungen für den Luftreisenden, Hotels und andere wichtige Verkehrsangaben enthält. Auf der Rückseite befindet sich eine Übersichtskarte von Mittel-Ost-Europa mit den Flugstrecken. Es ist beabsichtigt, von sämtlichen regelmäßig geflogenen Flugpoststrecken derartige Flugzonenkarten herzustellen.

Im Zusammenhang mit der Karte ist im Flugzeug ein elektromechanischer Zahlenanzeiger vorgesehen, welcher dem Luftreisenden die abgeflogenen 20 km Flugabschnitte, die er auf der Flugzonenkarte mit verfolgen kann, anzeigt. Der Flugzeugführer oder der Beobachter, der seine ständige Flugbahn ebenso genau kennt wie der Lokomotivführer seine von ihm durchfahrene Bahnstrecke, muß zu diesem Zweck beispielsweise auf dem Berlin—Dresdener-Flugwege (160 km = 8 Flugabschnitte) achtmal einen Druckknopf betätigen, durch den er die Luftreisenden über den jeweiligen Stand des Flugzeuges verständigt.



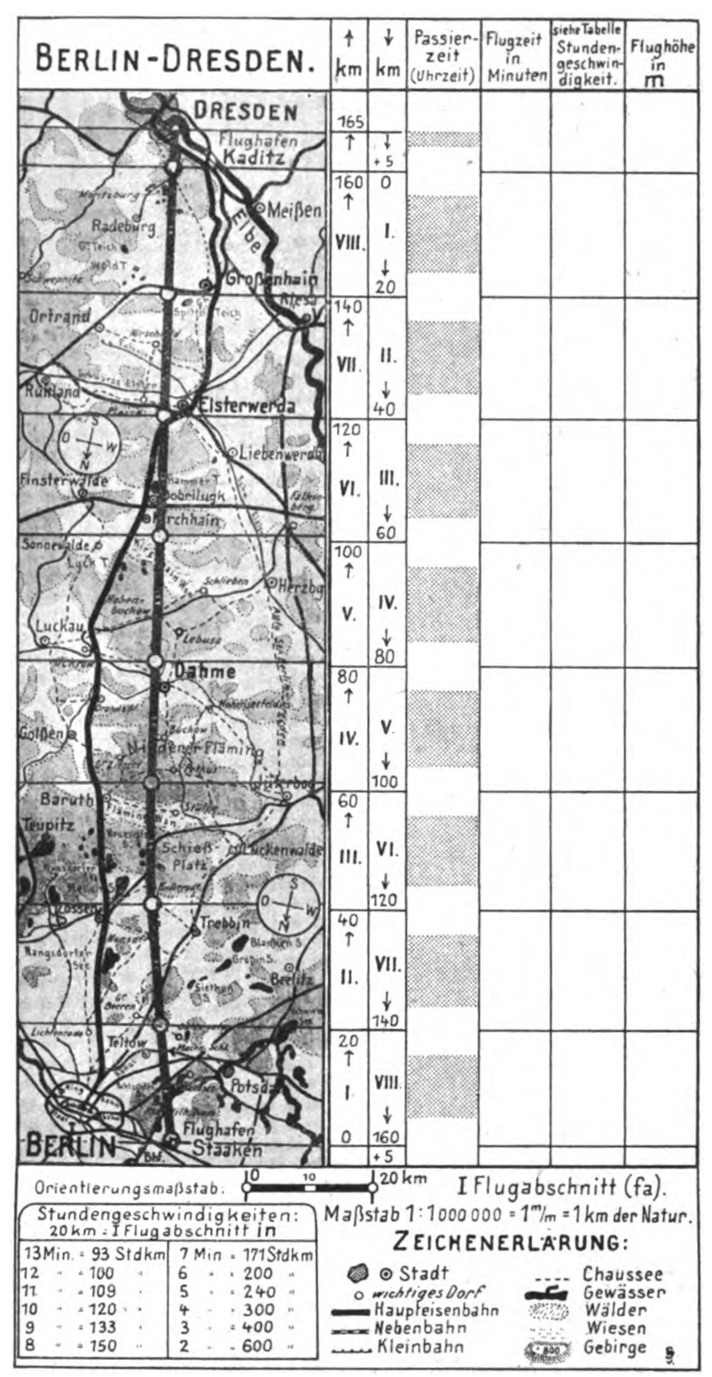


Abb. 1. Flugzonenkarte mit Orientierungsmaßstab. Die leeren Felder können durch den Fluggast ausgefüllt werden.

Die Herausgabe der Flugzonenkarte mit Orientierungsmaßstab für Luftreisende, die durch Gebrauchsmuster geschützt, ist mit Genehmigung des Reichspostministeriums der Deutschen Luft-Reederei übertragen. Das kleine Werk wird fraglos dazu beitragen, bei den Fluggästen erhöhtes Interesse und Verständnis für das überflogene Gebiet zu erwecken.

Luftgütertransporte.

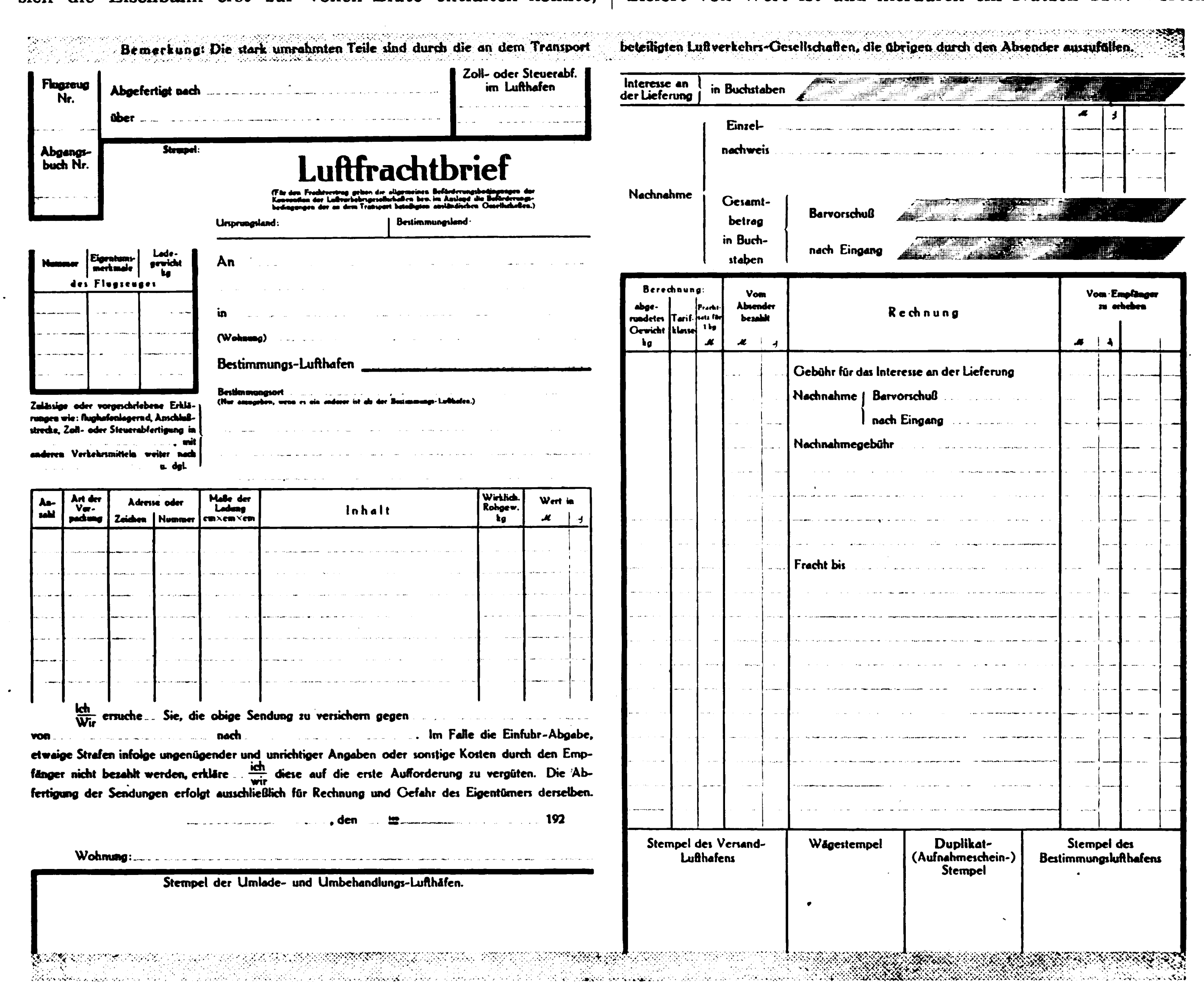
Von W. Pohl.

Die Entwicklung des Flugzeuges befindet sich in der dritten Phase. Während es vor dem Kriege meist sportlichen Zwecken diente, wurde es während des Krieges zu einem der wichtigsten Kriegshilfsmittel ausgebaut, um nach dem Kriege in die Reihe der Verkehrsmittel aufgenommen zu werden. Die Erfahrungen, welche man bisher im Flugzeugbau und Fliegen gesammelt hat, genügen, um Flugzeuge in den öffentlichen Dienst zustellen, die wenigstens den ersten Anforderungen eines modernen Handelsluftverkehrs gewachsen sind. Die Erfolge, welche in den meisten Kulturländern, vor allem in Amerika, mit dem Verkehrsflugzeug erzielt wurden, beweisen, welcher Beliebtheit sich das Flugzeug im Publikum, in Industrie- und Handelskreisen erfreut und wie rasch es sich von der ersten sportlichen Betätigung zu einem bedeutsamen und nutzschaffenden Transportmittel durchgearbeitet hat. Auch in Deutschland sind die Leistungen

trotz der geringen Anzahl der im Dienst des Handelsluftverkehrs stehenden Maschinen gegenüber dem Vorjahre etwa um das Dreifache gestiegen.

Aus der Erwägung heraus, daß das Luftproblem nur auf internationaler Basis zu lösen ist, hat sich auch die Internationale Transportfirma Schenker & Co. entschlossen, das Flugzeug zum Transport hochwertiger Güter zu verwenden und ihre gesamte Organisation, welche über die ganze Welt verteilt ist, in den Dienst der Luftfahrt zu stellen. So wie sich die Eisenbahn erst zur vollen Blüte entfalten konnte, nachdem der Güterverkehr eingesetzt hat und dieser die Hauptstütze des Bahnverkehrs bildet, so wird der Luftgütertransport in der Luftverkehrsentwicklung eine gleiche Rolle spielen, wenn erst einmal solche Handelsflugzeuge gebaut werden, die in der Lage sind, bei möglichst geringem Betriebsstoffverbrauch — also mit möglichst geringen Kosten — große Nutzlasten zu befördern und weite Entfernungen ohne Zwischenlandung zurückzulegen. Daß die hierbei zur Verwendung kommenden Flugzeugtypen stark unterschiedlich sein werden, je nach dem, ob es sich darum handelt, hohe Gebirgszüge, weite Meere oder tropische Sandwüsten zu überfliegen, ist einleuchtend. Auch der Transportzweck — Personen oder Lasten oder beides — wird für die Bauart ausschlaggebend sein. Fraglos wird sich in späteren Jahren der Lastentransport zu einem Spezialgebiet des Luftverkehrs entwickeln.

Das Bindeglied zwischen dem Auftraggeber und der Luftreederei wird die Speditionsfirma bilden, wie sie dies bereits auf den anderen Transportgebieten ist. Es gibt eine große Menge hochwertiger Güter, die sich vorzüglich zum Lufttransport eignen, wie z. B. Filme, Juwelen, Gold, Silber, Bijouteriewaren, Konfektion, Damenhüte, Spitzen, Federn, Medikamente, Parfümeriewaren, Maschinen- und Instrumententeile, Blumen, Bücher, Noten, Bankpapiere, Muster aller Art und schnell verderbliche Sachen, wie Milch, Fleisch, Delikatessen, Obst u. dgl. Natürlich hat es nur Zweck, solches Gut dem Luftverkehr zu übergeben, bei dem das schnellere Eintreffen am Zielort von Wert ist und hierdurch ein Nutzen bzw. Vorteil erzielt wird, der die Mehrtransportkosten gegenüber dem Bahn- oder Schiffstransport wett macht. Daß oft erhebliche Vorteile durch rechtzeitiges und schnelles Eintreffen erreicht werden können, unterliegt keinem Zweifel und ist durch zahlreiche Beispiele bereits erwiesen.



Bemerkung: Die stark umrahmten Teile sind durch die an dem Transport beteiligten Luftverkehrs-Gesellschaften, die übrigen durch den Absender auszufüllen.

Flugzeug Nr.

Abgangsbuch Nr.

Abgefertigt nach

über

Zoll- oder Steuerabf. im Lufthafen

Stempel:

Luftfrachtbrief

(Für den Frachtvertrag gelten die allgemeinen Beförderungsbedingungen der Konvention der Luftverkehrsgesellschaften bzw. im Ausland die Beförderungsbedingungen der an dem Transport beteiligten ausländischen Gesellschaften.)

Ursprungsland: | Bestimmungsland:

Nummer	Eigentumsmerkmale	Ladegewicht kg
des Flugzeuges		

An

in

(Wohnung)

Bestimmungs-Lufthafen

Bestimmungsort
(Nur anzugeben, wenn es ein anderer ist als der Bestimmungs-Lufthafen.)

Zulässige oder vorgeschriebene Erklärungen wie: flughafenlagernd, Anschlußstrecke, Zoll- oder Steuerabfertigung in ..., mit anderen Verkehrsmitteln weiter nach ... u. dgl.

Anzahl	Art der Verpackung	Adresse oder Zeichen	Adresse oder Nummer	Maße der Ladung cm×cm×cm	Inhalt	Wirklich. Rohgew. kg	Wert in ℳ	Wert in ₰

Ich/Wir ersuche... Sie, die obige Sendung zu versichern gegen ... von ... nach ... Im Falle die Einfuhr-Abgabe, etwaige Strafen infolge ungenügender und unrichtiger Angaben oder sonstige Kosten durch den Empfänger nicht bezahlt werden, erkläre ... ich/wir diese auf die erste Aufforderung zu vergüten. Die Abfertigung der Sendungen erfolgt ausschließlich für Rechnung und Gefahr des Eigentümers derselben.

..., den ... 192

Wohnung:

Stempel der Umlade- und Umbehandlungs-Lufthäfen.

Interesse an der Lieferung | in Buchstaben

Nachnahme | Einzelnachweis | ℳ | ₰

Nachnahme | Gesamtbetrag in Buchstaben | Barvorschuß

Nachnahme | Gesamtbetrag in Buchstaben | nach Eingang

Berechnung: abgerundetes Gewicht kg	Tarifklasse	Frachtsatz für 1 kg ℳ	Vom Absender bezahlt ℳ	Vom Absender bezahlt ₰	Rechnung	Vom Empfänger zu erheben ℳ	Vom Empfänger zu erheben ₰
					Gebühr für das Interesse an der Lieferung		
					Nachnahme: Barvorschuß		
					Nachnahme: nach Eingang		
					Nachnahmegebühr		
					Fracht bis		

Stempel des Versand-Lufthafens	Wägestempel	Duplikat-(Aufnahmeschein-)Stempel	Stempel des Bestimmungslufthafens

Abb. 1. Der erste deutsche Luftfrachtbrief.

Über die Tragfähigkeit und das Fassungsvermögen der modernen Flugzeuge sei nur kurz erwähnt, daß nicht mehr mit der Abwiegung von Grammen, sondern mit Gewichten von vielen Hunderten von Kilos und mit Gegenständen von sehr erheblichen Ausmaßen schon jetzt gerechnet werden kann.

Das Interesse der Industrie und Handelswelt am Luftverkehr ist außerordentlich groß, wenn durch internationales Zusammenarbeiten dafür gesorgt wird, daß das Luftnetz im Laufe der nächsten Jahre je nach Bedarf ausgebaut wird und wenn für gute Verbindungen und Anschlüsse gesorgt ist, dann kann in kurzer Zeit mit einer namhaften Inanspruchnahme des Flugzeuges für den Luftgütertransport gerechnet werden.

Anregungen für den Verkehrs-Flugzeugbau.

Herausgegeben von der International-Air-Traffic-Association, Herbst 1921.

Die der »I. A. T. A.« (International Air-Traffic-Association) angeschlossenen Luftverkehrs-Gesellschaften, zu denen in Deutschland die »Deutsche Luft-Reederei« gehört, haben sich auf ihrer letzten Konferenz in Stockholm u. a. über einige technische Fragen verständigt, welche für die Zukunft eine Vereinheitlichung der auf ihren gemeinsam betriebenen Linien einzusetzenden Verkehrs-Flugzeuge zum Ziele haben. Hierdurch sollen starke Ungleichheiten der fliegerischen Leistung, der Laderaumgrößen und aller Einrichtungen für Besatzung, Fluggäste und Flugpost vermieden werden, so daß Flugzeugwechsel und Umladungen ohne Schwierigkeiten möglich sind.

Alle rein konstruktiven Anforderungen sollen den Zulassungsbedingungen der betreffenden Heimatländer hinsichtlich Bauausführung und -Sicherheit entsprechen. Verkehrstechnisch wird folgendes angestrebt:

Klasseneinteilung der Verkehrs-Flugzeuge.

Landflugzeuge.

Klasse I: Flugzeuge für Nutzlasten bis zu 200 kg plus Betriebsstoffen für 600 km, benötigt für Flüge einzelner Reisender — 1 bis 2 Personen — zur Beförderung kleinerer Postmengen, für den Depeschen- und Kurierdienst usw.

Klasse II: Flugzeuge für Nutzlasten zwischen 600 und 800 kg[1]) plus Betriebsstoffen für 600 km, benötigt für den regelmäßigen Postdienst, zur Beförderung von 6 bis 8 Fluggästen darunter ein Flugmonteur in der Nähe des Führers, mit Gepäck bzw. einer entsprechenden Frachtmenge.

Klasse III: Flugzeuge für höhere Nutzlasten und größere Reichweiten.

Seeflugzeuge.

Klasse I: Flugzeuge für Nutzlasten bis zu 200 kg plus Betriebsstoffen für 400 km, benötigt für Flüge einzelner Reisender — 1 bis 2 Personen — zur Beförderung kleinerer Postmengen, für den Depeschen- und Kurierdienst usw.

Klasse II: Flugzeuge für Nutzlasten zwischen 500 und 800 kg plus Betriebsstoffen für 600 km, benötigt für den regelmäßigen Postdienst, zur Beförderung von 5 bis 8 Fluggästen, darunter ein Flugmonteur in der Nähe des Führers, mit Gepäck bzw. einer entsprechenden Frachtmenge.

Klasse III: Flugzeuge für höhere Nutzlasten und größere Reichweiten.

Nachtflugzeuge

erfordern eine besondere Klasseneinteilung. Da die Erfahrungen auf diesem Gebiet noch gering sind, sollen sie vorläufig unerläutert bleiben.

Für den I. A. T. A.-Gemeinschaftsdienst — im wesentlichen auch für den übrigen Flugdienst der Einzelgesellschaften — kommen zunächst nur

2 Landflugzeugarten (Klasse I und II) und
2 Seeflugzeugarten (Klasse I und II)

in Frage. Die nachfolgenden Anregungen befassen sich deshalb lediglich mit diesen vier Flugzeugarten.

Flugeigenschaften:

Das Flugzeug darf beim Fluge keine Eigentümlichkeiten zeigen und in keiner Weise Launen haben. Es muß möglich sein, bei ruhigem Wetter mindestens zwei Minuten ohne Anfassen der Steuerung zu fliegen.

Reisegeschwindigkeit:

Landflugzeug (Klasse I)	160—180 h/km	in 1000 m Höhe
Land-Postflugzeug (Klasse II) .	180 »	
Seeflugzeug (Klasse I)	150 »	
See-Postflugzeug (Klasse II) . .	160 »	

[1]) Der Belastungsspielraum in Land- und Seeklasse II soll es den Konstrukteuren ermöglichen, mit den zur Verfügung stehenden Motoren flugtechnische und ökonomische Vorteile gemäß »Rangordnung der Eigenschaften« — siehe am Schluß — auszuwerten.

Überschuß an Kraft:

Es ist nicht zulässig, daß die geforderte Reisegeschwindigkeit und die guten Flugeigenschaften nur unter Aufwendung der gesamten Motorkraft erreicht werden. Zur Erfüllung dieser Bedingungen müssen im Geradeausflug ca. $^2/_3$ der PS-Gesamtstärke ausreichend sein, so daß das letzte PS-Drittel der Steigfähigkeit, der Überwindung sehr ungünstiger Witterungsverhältnisse und der allgemeinen Betriebssicherheit zugute kommt. Bei zweimotorigen Flugzeugen muß die Hälfte, bei mehrmotorigen die der Hälfte am nächsten liegende Motorenzahl (z. B. bei $5 = 2$) ausgeschaltet werden können, ohne daß an Flughöhe verloren wird.

Steigfähigkeit mit Vollast:

	0—1000 m	1—2000 m
Land- und See-Klasse I	6 min	12 min
» » » II	8 »	15 »

Anlauf der Landflugzeuge nicht über 200 m, Auslauf nicht über 150 m.

Startfähigkeit der Seeflugzeuge:

See-Klasse I nicht über 20 Sek. } bei ruhiger See ohne Wind.
» II » » 30 Sek.

Seefähigkeit:

	Seegang	Windstärke
See-Klasse I	2—3	6—9 m/s
» II	3—4	9—12 »

Sicheres Manövrieren bei den oben angegebenen Wind- und Seeverhältnissen.

Betriebssicherheit:

Verkehrstechnisch werden als Grundbedingungen hierfür angesehen:

- $^1/_3$ Überschuß an Kraft (siehe dieses).
- Übersichtlicher Motoreneinbau.
- Schnelle Auswechslungsmöglichkeit der Kraftanlagen.
- Kurze und klare Führung von Kabeln und Röhren sowie aller Kraftübertragungen.
- Verwendung metallbeschlagener oder ganz metallischer Propeller.
- Größtmöglichste Einschränkung der Feuersgefahr durch:
  - Verwendung von Motoren, bei welchen die Zeitperioden der Ventilöffnung für Ein- und Auslaß nicht ineinandergreifen.
  - Günstige Lage der Tanks.
  - Feuersichere Schotts zwischen Kraftanlage und Fluggästeraum bzw. den Sitzen der Besatzung.
- Bei See-Flugzeugen sollen Schwimmer und Boote mit der erforderlichen Anzahl wasserdichter Schotten versehen sein.
- Die Gesamttragfähigkeit der Schwimmer oder des Bootes soll mindestens 30 vH größer sein als das doppelte Gewicht des Flugzeuges mit voller Last.
- Weiche Abfederung des Flugzeuges mit langem Federweg und großer Federungsarbeit.

Anordnungen für den Flugzeugführer.

Der Flugzeugführer muß eine gute Sicht nach vorn und beiden Seiten sowie in der Flugrichtung nach unten haben. Der Sitz muß bequem ausgestattet sein.

Der Führer muß durch die konstruktive Anordnung des Flugzeuges beim Überschlag geschützt sein.

Die Fußhebel müssen den verschiedenen Körpergrößen und Beinlängen angepaßt werden können.

Bei mehr als sechs Fluggastsitzplätzen ist Doppelsteuerung und ein Zugang vom Führersitz zu dem Fluggästeraum vorzusehen.

Anordnungen für die Fluggäste.

Der Fluggastraum soll gediegen und mit allen für die Reise erforderlichen, praktischen Bequemlichkeiten ausge-



stattet sein. Die Erfahrungen des modernen Karosseriebaues sollen hierbei Anwendung finden.

Für die Person ist eine Sitzbreite von 55—60 cm,
Sitztiefe » 55 »
Mindesthöhe über den Sitz » 59 »
und ein freier Knieraum von mindestens 30 »
zu rechnen. Das Ausstrecken der Beine muß auf allen Plätzen möglich sein.

Alle Türen müssen von innen geöffnet werden können.

Durch Verminderung des Motorgeräusches und durch die Bauart muß bei Kabinenflugzeugen eine Unterhaltung im Innenraum ohne lautes Sprechen möglich sein.

Eine Verständigung mit dem Führer des Flugzeuges ist vorzusehen.

Für sämtliche Fluggäste sind Anschnallgurte und Halteriemen bzw. Griffe anzubringen.

Fenster müssen so angeordnet sein, daß ein freier Ausblick aus sitzender Stellung möglich ist. Die Größe der Hauptfenster muß es zulassen, sie als Notausgang zu benutzen.

Für Ventilations- und Heizungsmöglichkeiten ist Sorge zu tragen.

bei den Land- und See-Post-Flugzeugen (II)
für mindestens sechs Koffer à 80 × 50 × 25 cm
ausreichen. Diese Kofferräume müssen abschließbar sein.

Bei den Flugzeugen der Klasse II wird außerdem ein besonderes, abschließbares Fach von etwa 50 × 50 × 50 cm für Postsendungen verlangt.

Transportmöglichkeit.

Das Flugzeug soll mit abgenommenen Tragflächen leicht transportabel sein und muß ohne umständliche Demontage auf normalen, offenen Eisenbahnwagen unter Einhaltung des vorgeschriebenen Ladeprofils befördert werden können. Die See-Flugzeuge müssen mit einer Heiß-Vorrichtung (Liftstropp) versehen sein. Bei den Land-Flugzeugen ist dies wünschenswert.

Unter der Voraussetzung gleichwertiger Bauausführung und guter allgemeiner Flugeigenschaften (bei See-Flugzeugen einschließlich Seefähigkeit) werden Unterschiede innerhalb einer Flugzeugklasse in nachfolgender Rangordnung bewertet:

Die Passagiere müssen das Flugzeug in jeder Lage, auch nach einem Überschlag, schnellstens verlassen können.

Instrumentierung.

Beim Führersitz müssen übersichtlich angebracht sein:
1 Höhenmesser,
1 Geschwindigkeitsanzeiger,
1 Tourenzähler,
1 Benzinuhr od. dgl.,
1 Kompaß,
1 Uhr,
sowie die erforderlichen Anzeiger und Hebel, entsprechend der Maschinenanlage.

(Kühlwasser-Thermometer, Richtungsweiser, Anzeiger für Horizontallage sind erwünscht.)

Die Stellung des Kompasses muß zwischen dem Führersitz und der Flugrichtung ohne Drehung des Kopfes abzulesen sein.

Drahtlose Telegraphie.

Für die Flugzeugtypen II ist der Einbau von drahtloser Telegraphie für Empfang und Senden vorzusehen.

Die Antenne darf nicht von der Maschine herunterhängen.

Die Taste und der Hörer für die Gebe- bzw. Empfangsstation ist in dem für den Flugmonteur vorgesehenen Sitzraum anzubringen. Bei akustischen Empfangszeichen muß ein Abhören bei voll laufendem Motor möglich sein.

Tankgröße.

Unter »Startfähigkeit mit Vollast« (siehe oben) wird verstanden, daß das Flugzeug außer der zur Klasse gehörigen Nutzlast mit Betriebsstoffen für 600 km (bei See-Klasse I für 400 km) versehen sein soll, doch müssen die Betriebsstoffbehälter

bei der Landklasse	I . . .	für	800 km
» » »	II . . .	»	1000 »
» » See-Klasse	I . . .	»	600 »
» » »	II . . .	»	800 »

Betriebsstoffe fassen können.

Anordnungen für das Gepäck.

In dem Fluggastraum muß genügend Platz für kleineres Handgepäck vorhanden sein. Besonderer Raum für Gepäck muß
bei den Land- und See-Flugzeugen (I)
für zwei Koffer à 80 × 50 × 25 cm,

Technische Hauptforderungen:

1. Differenz der höchsten und niedrigsten Geschwindigkeit,
2. niedrigste Lande-Geschwindigkeit,
3. höchste Reisegeschwindigkeit,
3a. Starteigenschaften, Seefähigkeit und Manövriermöglichkeit bei See-Flugzeugen,
4. Sicht des Führers.

Ökonomische Hauptforderungen:

1. Geringster Betriebsstoffverbrauch pro kg/km,
2. Anschaffungspreis,
3. Wetterbeständigkeit und Reparaturmöglichkeit (Lebensdauer),
4. Geringste Wartungsanforderungen.

Sonstige technische und ökonomische Forderungen:

1. Überschuß an Kraft,
2. Bauliche Vorzüge der Kraftanlage,
3. Flugeigenschaften des Flugzeuges bei PS-Ausfall und großen Gewichtsunterschieden der Zuladung,
4. Unempfindlichkeit der Motoren für verschiedene Betriebsstoffe und gegen Temperaturunterschiede,
5. Allgemeine Bauweise bezüglich Sicherheits-Maßnahmen für Besatzung, Fluggäste und Ladung, Doppelsteuerung, konstruktive Durchbildung der Personenräume, Räumungsmöglichkeit der Kabine bei Unfällen oder Überschlag,
6. Günstige Schwerpunktlage veränderlicher Gewichte (Betriebsstoffe, Zuladungen), einfache Trimmöglichkeit,
7. Bequemlichkeiten und Annehmlichkeiten der Fluggäste sowie praktische Anordnung der Laderäume,
8. Auswechselbarkeit des Fahrgestelles für Land-, See- oder Schneelandungen, sowie allgemeine Montage-, Demontage- und Transportmöglichkeiten,
9. Leicht zu bewerkstelligende Abänderung der Karosserie zum Personen- oder Gütertransport, für gutes und schlechtes Wetter, für Sommer- oder Winterdienst.

Es wurde beschlossen, diese »Anregungen für den Verkehrs-Flugzeugbau« durch Veröffentlichung in Fachzeitschriften den Flugzeugfabriken und Konstrukteuren bekannt zu geben.

Den technischen Fortschritten und verkehrsmäßig sich steigernden Anforderungen entsprechend sollen gelegentlich der alljährlichen I. A. T. A.-Konferenzen Ergänzungen bzw. Korrekturen vorgenommen werden.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt



Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

3. Heft | **15. Februar 1922** | **13. Jahrgang**

INHALT:

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17 zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt erscheint monatlich zweimal und kann durch den Buchhandel, die Post oder von der Verlagshandlung zum Preise von vierteljährlich M. 14.— (*bei Lieferung nach dem Ausland zuzüglich Porto- und Versendungsspesen*) bezogen werden.

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 0,80 für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf 60 Pf. für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise.

Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.

Mitteilungen, welche den Zeitschriftenversand, die Anzeigen- oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die **Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.**

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

3. Heft 15. Februar 1922 13. Jahrgang

Die Raumempfindung im Fluge.

Von Friedrich Noltenius.

Raum und Zeit sind die unerläßlichen Grundlagen aller menschlichen Erkenntnis. Diese beiden Begriffe sind so fest im Verstande des Menschen verankert, daß erst ein Denker wie Kant es wagen durfte, an diesen geheiligten Grundbau all unseres Wissens die Hand zu legen.

Wo oben und unten sei, rechts oder links, das ist uns so völlig geläufig, daß es absurd erscheint, untersuchen zu wollen, ob diese Begriffe auch in uns verwirrt werden können. Eine Senkrechte ist doch eine Senkrechte und nicht etwa eine Horizontale.

Allein die Selbstverständlichkeit darf uns nicht abhalten, diese Begriffe gleichwohl zu untersuchen. Denn gerade in den allereinfachsten Tatsachen stecken zumeist die schwierigsten Probleme, und es gilt hier überhaupt erst einmal die Probleme zu sehen, zu erkennen, bevor man versuchen kann, sie zu lösen.

So wollen wir also die Frage aufwerfen: Ist die räumliche Anordnung der Dinge der Umwelt völlig konstant oder kann es auch vorkommen, daß z. B. die Senkrechte verlagert erscheint, der Horizont als schräge Linie imponiert, kurz, die Raumempfindung eine anormale ist. Der naive Beobachter wird entgegnen: das kann nicht sein. Was senkrecht ist, muß doch senkrecht bleiben, ganz gleichgültig, ob ich stehe, liege oder mich auf den Kopf stelle. Es ist doch nun einmal senkrecht.

Allein der Wissenschaft war seit geraumer Zeit ein Phänomen bekannt, bei dem die Erde schief zu stehen schien. Wenn ein Eisenbahnzug beim Durchfahren einer Kurve durch Erhöhung der äußeren Schiene in eine geneigte Stellung kommt, so macht es bisweilen den Eindruck, als ständen die Telegraphenstangen, Häuser, Schornsteine usw. schief. Diese Täuschung ist durchaus zwingend. Auch das bessere Wissen des wahren Tatbestandes vermag nicht so ohne weiteres das schiefstehende Raumbild auszulöschen.

Diese Beobachtung war insofern sehr bemerkenswert, als sie bewies, daß die Raumempfindung nicht von vornherein mit dem Gesichtseindruck der Umwelt gegeben, nicht schlechthin selbstverständlich sei, sondern daß es hierzu eines spezifischen Empfindungsvorganges bedürfe, der bei geeigneten Versuchsbedingungen sich gewissermaßen selbständig machen könne.

Ein paar kurze Bemerkungen über das Zustandekommen der Gesichtseindrücke seien mir gestattet.

Das menschliche Auge ist einer photographischen Kammer zu vergleichen. Ein System brechender Medien erzeugt auf dem Hintergrunde der Innenfläche des Augapfels, der sog. Netzhaut ein umgekehrtes Bild. Die Netzhaut besteht aus einer Unzahl feiner Nervenelemente, lichtempfindlichen Zellen, den Stäbchen und Zapfen. Auf diese fällt das Bild und je nach der Intensität der Belichtung werden diese Elemente stärker oder schwächer gereizt (nach Art etwa eines feinen Rasters beim Druckverfahren von Bildern). Die Empfindung pflanzt sich in der Nervenzelle fort und endet nach dem Durchgang durch untergeordnete Zentren, schließlich in der Sehsphäre des Großhirns, im Hinterhauptslappen. Hier erst kommt die bewußte Gesichtsempfindung zustande, hier erst schließen sich die zahllosen Einzelreize zu dem Bilde der Umwelt zusammen.

Durch zahllose Nervenbahnen, die Assoziationsfasern, steht dieses Zentrum nun seinerseits mit vielen andern Sphären in Verbindung. Dadurch ist erst ein Verstehen des Bildes ermöglicht, dadurch erhalten die Buchstaben eines Buches z. B. ihren Sinn und sind nicht mehr tote Zeichen, die Menschen unserer Umgebung, Eltern, Geschwister, Freunde werden uns als solche bekannt, Erinnerung wird möglich usw. usw.

Nun aber ist es damit noch nicht getan. Es tritt noch die spezifische Raumempfindung hinzu. Die Senkrechte enthält dadurch ihren Wert als Senkrechte, die Häuser stehen aufrecht, die Erde breitet sich in der Horizontalen aus. Diese Empfindung kann nicht erst im Großhirn selbst entstehen — wenn sie auch hier erst bewußt wird — sondern muß mit dem Gesichtseindruck zusammen dem Großhirn zuströmen. Wir »sehen« den Raum als solchen natürlich nicht, aber in dem Lichtstrahl, der von links oben z. B. kommt, muß irgendwie dieser Raumwert »links oben« enthalten sein.

Nun sind die einzelnen Teile der Netzhaut nicht gleichwertig. Von weit überwiegender Bedeutung sind die zentralen Teile, die Gegend des »gelben Fleckes«. Hier stehen die Nervenelemente erheblich dichter, es überwiegen bei weitem die farbenempfindlichen Zapfen und — was das wichtigste ist — jede Zelle hat ihre eigene Nervenbahn bis zur Sehsphäre hin. In den peripheren Teilen der Netzhaut dagegen gehören jeweils mehrere Stäbchen zu einem Nervenstrang, je mehr, je weiter vom Zentrum entfernt. Darum kann nur im gelben Fleck ein völlig scharfes Bild zustande kommen; je weiter der Peripherie zu, um so diffuser wird der Gesichtseindruck.

An der Stelle des scharfen Sehens nun haftet in der Regel auch die Aufmerksamkeit. Wenn wir einen Gegenstand betrachten, so tasten wir ihn gewissermaßen mit den Blicken ab. Doch kann man die Aufmerksamkeit auch auf periphere Netzhautteile verlagern, wie einfache Selbstversuche erhellen.

Also ist der Mittelpunkt der Netzhaut deutlich bevorzugt, und es erscheint verständlich, daß die Netzhautelemente der Peripherie sich im spezifischen Sinne voneinander unterscheiden. Wir können also annehmen, daß ein Lichtblitz, der etwa einen Zellkomplex im linken unteren Netzhautquadranten trifft, die Raumempfindung »rechts oben« vermittelt (die Umkehrung deshalb, weil die Lichtstrahlen sich in der Linse kreuzen, und, wie schon gesagt, ein umgekehrtes Bild auf dem Augenhintergrunde entwerfen). Die Elemente dieser Empfindung nennt die Wissenschaft die Lokalzeichen der Netzhaut.

Allein wie wird es nun bei einer seitlichen Kopfneigung, beispielsweise nach rechts? Jetzt steigt der linke untere Netzhautquadrant in die Höhe, und an seine Stelle rückt der rechte untere. Dieser Quadrant besitzt aber das Lokalzeichen »links oben«, während er nunmehr denselben Lichteindruck, wie vordem der linke untere erhält. Mithin müßte das Raumbild in entgegengesetztem Sinne gedreht erscheinen. Das ist nun, wie wir ja wissen, nicht der Fall. Sondern das Raumbild bleibt in seiner normalen Lagerung erhalten. Auch nicht im Liegen, so wenig wie beim Bücken oder im Hange mit dem Kopf nach unten, geht das Gefühl des »Oben« und »Unten« verloren. Genauere Untersuchungen haben allerdings festgestellt, daß bei seitlichen Kopfneigungen die Vertikale sich ein wenig verschiebt, und zwar im entgegengesetzten Sinne (Aubertsches Phänomen).

Also ohne Lokalzeichen geht es nicht — und mit Lokalzeichen geht es noch viel weniger. Da hilft nur eine Hilfshypothese. Wir müssen annehmen, daß bei Neigungen des Kopfes die Lokalzeichen im entgegengesetzten Sinne wandern, daß sie umgewertet werden, so zwar, daß bei jeder Körper- oder richtiger Kopfstellung, die von der normalen, aufrechten abweicht, die Netzhautstellen einen entsprechend andersartigen Raumwert erhalten. Daß hierzu ein ungemein komplizierter Apparat notwendig wäre, sagt die einfache Überlegung, wie mannigfach diese Veränderungen der Kopfstellung sein können: Kopfneigung, Seitenlage des ganzen Körpers, dasselbe mit entgegengeneigtem Kopf usw.

Da möchte man fragen, wäre es dann von der Natur nicht viel einfacher, wenn die Augen immer ihre Stellung im Raume beibehielten, dergestalt, daß die Augäpfel etwa bei einer seitlichen Kopfneigung entgegenrollten. Noch in weiterer Hinsicht würde das zweckmäßig erscheinen. Es ist nicht gleichgültig, ob wir einen Gegenstand, etwa ein Buch, mit seitlich geneigtem Kopfe betrachten, je weiter wir den Kopfe drehen, um so unkenntlicher werden die Zeichen, und schließlich können wir die Schrift nur noch mühsam entziffern. Das muß auch wohl so sein. Denn unser Erfahrungswissen haben wir zumeist mit aufrechter Kopfhaltung gewonnen. Wie man sich im einzelnen auch das Zustandekommen eines Erinnerungsbildes psychologisch denken mag, eines zeigt die alltägliche Erfahrung, daß die räumliche Zuordnung der Teile zur Senkrechten dabei wesentlich ist.

Je nun, die Natur bedarf unserer Ratschläge nicht. Bei den Tieren, zumal Vögeln und Fischen, ist es in der Tat so. Wie man hier auch den Körper drehen mag, in gewissen, ziemlich weiten Grenzen natürlich, die Augen behalten relativ zur Erde, relativ zur Schwerkraft stets dieselbe Stellung bei. Zumal bei den Fröschen ist dieser Mechanismus sehr schön zu beobachten. Nicht immer sind es dabei die Augen selbst, die die Drehung kompensieren, oft, z. B. bei den Eulen, bleibt der Kopf in seiner Normallage zur Vertikalen. Man nennt dieses Prinzip nach ihren Entdeckern das Prinzip von Meißner und Helmholtz.

Es ist müßig darüber, nachzudenken, warum dies Prinzip für den Menschen nicht mehr gilt. Genug, daß es anders ist. Aber die Tatsache seines Bestehens bei den Tieren spricht mit im Sinne der Lokalzeichentheorie als ein zweckmäßiger Vorgang, um die Umwertung zu vermeiden. Dieser Mechanismus fehlt im übrigen dem Menschen auch nicht völlig. Auch bei uns drehen sich bei seitlichen Kopfneigungen die Augäpfel ein wenig entgegen; jedoch reicht der Ausschlag keineswegs aus, um die Drehung zu kompensieren. Die Rollungen betragen für die ersten 20° 6,3° (Barany). Dann werden sie geringer: 20 bis 40° : 5,1°, 40 bis 60° : 4,1°.

Wir gehen wohl nicht falsch, wenn wir mit Nagel jr. diesen Mechanismus einen »rudimentären Reflex« nennen, ein uraltes Erbteil des Menschengeschlechts aus grauer Vorzeit seiner Entwicklung, daß nunmehr seinen physiologischen Sinn im wesentlichen verloren hat.

Also bleiben wir bei der Annahme der Lokalzeichen und ihrer Umwertung. Wie etwa mag man sich nun diese Umwertung vorstellen? Wenn ich den Kopf neige, wenn ich liege, so ändern sich alsbald die statischen Verhältnisse des Körpers, der Druck auf der Unterlage wird ein anderer, andere Hautstellen treten mit ihr in Berührung, die Gelenke sind in anderer Stellung, anderen Drücken ausgesetzt, die Muskeln in anderer Spannung u. a. m. Alle diese Änderungen bedingen zugleich Änderungen in den Nervenreizen, die dem Gehirn zufließen, dort in entsprechenden Zentren sich sammeln und die Zustandsempfindung des Körpers erzeugen. Von diesen Zentren fließen wiederum Impulse dem Auge, der Netzhaut zu und werten die Lokalzeichen in entsprechendem Sinne um. Die äußerste Kompliziertheit des Vorganges darf uns nicht verwirren, verfügt doch das Großhirn allein über Milliarden Nervenzellen.

Wäre es nun möglich, etwa in der Seitenlage Bedingungen zu schaffen, wie sie beim aufrechten Stehen vorliegen, so müßte wenn unsere Theorie zu Recht besteht, eine Verlagerung der Raumempfindung resultieren. Allein die Schwerkraft können wir nicht drehen, wie es uns beliebt.

Aber aufheben können wir sie, wenigstens in beträchtlichem Umfange. Neuerdings hat Siegfried Garten eingehende Versuche in dieser Richtung gemacht. Er brachte die Versuchsperson in einen Wasserbehälter, um durch den Auftrieb den Einfluß der Schwerkraft auf die Lageempfindung zu verringern. Da ergab sich, daß das Orientierungsvermögen, der Lagesinn, erheblich beeinträchtigt war.

Ähnliches hatte man auch früher schon beobachtet. James hatte berichtet, daß Taubstumme, wenn sie beim Baden unter Wasser gerieten, völlig ratlos würden und nicht mehr wüßten, wo oben und unten sei, so daß sie in Gefahr kämen, zu ertrinken. Taubstumme deshalb, weil wir im inneren Ohr außer dem Gehörorgan ein Gleichgewichtsorgan, den Vestibulapparat besitzen. Dieses Organ ist bei Vögeln und Fischen sehr viel besser entwickelt, und Versuche haben ergeben, daß es in erster Linie für die Erhaltung der Augenstellung verantwortlich ist. Dieses Organ hat seinerseits wieder zwei Funktionen, die Empfindung von Drehungen des Kopfes, von Winkelbeschleunigungen in allen Ebenen und die Empfindung der absoluten Lage im Raum. Jener Funktion dienen die »Bogengänge«, die auch beim Menschen noch vollentwickelt sind, während dieses, das Statolithen-Organ, als rudimentär zu bezeichnen ist. Seine Wirkungsweise sei an einem interessanten Beispiel erläutert. Das Organ besteht aus einem kleinen spezifisch schwereren Körperchen, das auf äußerst empfindliche Nervenhärchen drückt. Die Krebse werfen nun zusammen mit ihrer Schale auch dieses Körperchen ab und ergänzen es nachher durch irgendein kleines Steinchen, das sie in die Gehörkapsel einführen. Kreidl setzte nun Tiere der Krebsart Palaemon unmittelbar nach der Häutung in ein Wasserbecken, das statt des Sandes Eisenstaub zum Boden hatte. Also mußten die Tiere Eisenteile in die Gehörkapsel einführen, und wenn er nun einen starken Magneten über das Becken brachte, so schwammen die Tiere sämtlich auf dem Rücken.

Dieser Vestibularapparat ist nun äußerst fein mit dem Augenmuskelapparat gekuppelt. Das ist für den normalen Sehakt hochwichtig, damit auch bei Kopfdrehungen ein Fixieren eines Gegenstandes möglich ist. Nystagmus (Augenzuckungen bei schneller Drehung des Körpers) und die oben genannten Rollungen werden von diesem Organ vermittelt.

Alle diese komplizierten Organe und Nervenbindungen sind also Komponenten für die korrekte Lagerung des Raumbildes. Sie alle empfangen ihre Reize durch die Schwerkraft. Die aber ist von der Erde nicht zu trennen. Allein durch eine andere Kraft kann sie aufgehoben werden, die Zentrifugalkraft. Das Glas Wasser, das ich schnell im Kreise schwinge, fließt nicht aus. Wie nun, wenn ich den Menschen solchen Bedingungen unterwerfen könnte, müßte da nicht eine Täuschung der Raumempfindung auftreten? Damit kommen wir auf das Phänomen in der Eisenbahn beim Durchfahren einer Kurve zurück. Hier wirkt ja eine Zentrifugalkraft. Und wirklich tritt auch ein, was theoretisch zu erschließen war. Das Raumbild steht schief. — Aber es steht nicht immer schief, durchaus nicht immer läßt sich das Phänomen beobachten. Wie ist das zu deuten?

Wir haben im Flugzeug ein Mittel, um in weit größerem Maßstabe das Phänomen zu prüfen. In jeder scharfen Kurve befindet sich ja tatsächlich der Körper mit seiner Längsrichtung in der Horizontalen, während die Zentrifugalkraft so auf alle Teile einwirkt, wie im aufrechten Stand die Schwerkraft. Die Nervenreize, die dem Großhirn zufließen, entsprechen also denen im normalen Stand auf dem Erdboden, das Gesichtsbild ist aber das der Seitenlage entsprechende. Also müßte die Horizontale als Vertikale imponieren.

Das ist aber, fast möchte ich sagen, leider, keineswegs der Fall. Auch in der scharfen Kurve (90° Neigung) liegt die Erde nach wie vor »unten«, der Horizont liegt »horizontal«. Doch jeder erfahrene Flieger weiß, daß Raumtäuschungen im Flugzeug durchaus keine Seltenheiten sind, wenn auch nicht in der gewöhnlichen Kurve. Nach längerem Fluge in den Wolken hat wohl ein jeder schon einmal die eigenartige Empfindung gehabt, daß die Erde schief stehe. Warum tritt es hier auf und in der normalen Kurve nicht?

Der Flug in den Wolken ist ein eigen Ding. Ein Kurshalten ist so ziemlich unmöglich; man sagt, der Kompaß beginnt zu kreisen. Ich habe manch einen Flieger gekannt, der das auf Einflüsse der Wolken, also des Wasserdampfes, zurückführte. So ist es natürlich nicht. Beim Wolkenfluge fällt der Gesichtssinn für die Orientierung aus. Die Längsachse des Flugzeuges läßt sich nun durch den Turenzähler ziemlich mühelos in der Lage erhalten. Für seitliche Neigungen aber sind wir auf die Lageempfindung des Körpers angewiesen. Wasserwagen helfen auch nicht viel, da sie natürlich in der richtigen Kurve nicht ausschlagen. Die Lageempfindung ist also recht stumpf, und so »hängt« binnen kurzem die Maschine, dem Führer unbemerkt. Nun tritt Seitenwind auf — und wird durch das Seitensteuer ausgeglichen. Dasselbe Spiel mag sich noch ein paarmal wiederholen, dann ist das Flugzeug sicherlich in einer Kurve, ohne daß der Führer es weiß, da er normal gegen seinen Sitz gedrückt wird; der Tourenzähler läßt nach, man »drückt« — und die Orientierung ist rettungslos verloren. So kann es kommen, daß man, in einer scharfen Kurve fliegend, aus den Wolken herauskommt, und nun tritt das ein, was in der gewöhnlichen Kurve nicht zu beobachten war: die Erde steht schief. Und dieses Gefühl der schiefstehenden Erde verharrt äußerst hartnäckig. Obwohl man doch weiß, daß der Horizont wagrecht liegt, will die Täuschung nicht weichen. Die Raumempfindung hat sich »selbständig« gemacht.

Diese Täuschung kann sehr hochgradig sein. Irgendwo las ich den Bericht eines österreichischen Fliegers, der beim Herauskommen aus der Wolke plötzlich einen mächtigen Berg mit steilem, schnurgeradem Abhang vor sich sah. Es dauerte geraume Weile, bis er erkannte, daß der steile Abhang der Horizont sei. Ich halte diese Täuschung durchaus für



möglich und habe selbst, wenn auch nicht so starke, doch prinzipiell ähnliche erlebt.

Ich führe noch einen Satz aus dem Bericht eines amerikanischen Fliegers an, der im September 1918 in Dayton (Ohio) zu einem Höhenrekordflug startete: »I remember, that the horizon seemed to be very much out of place, but I felt that I was flying correctly and that I was right and the horizon was wrong.« Weitere Angaben erübrigen sich.

Wie ist das nun zu deuten? Es muß schon so sein, daß die zeitweilige Ausschaltung des Gesichtssinnes die Ursache bildet. Es gelingt ja, wenn auch mit gewisser Mühe, allemal das falsche Raumbild aufzuheben, — weil wir eben »wissen«, wie die Erde liegt und zu liegen hat. Diese unsere Fähigkeit des Urteilens, des Intellekts überwacht nun im normalen Kurvenflug ständig das Raumbild und unser Verstand hebt einfach die Täuschung, die rein als Reflexvorgang auftreten würde, so auf, wie er auch andere Reflexe zu unterdrücken vermag. Also auch der Verstand wertet die Lokalzeichen der Netzhaut um. Er greift einfach mit starker Hand in das äußerst feine Spiel der zahllosen Kuppelungen ein und stellt das Raumbild nach seinem »Wissen« zurecht. Im Wolkenfluge aber ist dem Verstande die Möglichkeit genommen, ständig die für den Menschen abnormen Bewegungen zu überwachen und dem Reflexmechanismus ist freie Hand gegeben, die Erde steht schief.

So führt uns dies eine Phänomen überraschend tief in die Geheimnisse der »Raumempfindung« ein, gewährt uns einen bescheidenen Einblick in die ungeheure Mannigfaltigkeit und Kompliziertheit der Lebensvorgange und deckt Probleme auf, wo vordem alles in bester Ordnung schien.

Die obige Darstellung mag etwas oberflächlich erscheinen, allein ich war gezwungen von einer streng wissenschaftlichen Darlegung Abstand zu nehmen, weil ein tieferes Eingehen auf die mannigfaltigen Vorgänge ein gewisses Maß an medizinischer Vorbildung erheischt.

Wen aber die Erscheinungen des näheren interessieren, den erlaube ich mir auf meine Arbeit: »Raumbild und Fallgefühl im Fluge«, erschienen im Band 108, Heft 1, 2 des Archivs für Ohren-, Nasen- und Kehlkopfheilkunde (Leipzig F. C. W. Vogel) hinzuweisen.

Über den Rumpler-Preis-Wettbewerb.

Von Heinrich Koppe.

33. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V. Berlin-Adlershof.

Die Ausschreibung der Deutschen Luftsport-Kommission, welche am 22. Januar 1920 erfolgte (Luftweg, Jahrgang 1920, Nr. 3), verhieß einen von Dr.-Ing. E. Rumpler, Augsburg, gestifteten Preis in Höhe von M. 20000:

> »Für ein Instrument (oder eine Gruppe von Instrumenten), durch welche die Geschwindigkeit eines Flugzeuges bei einer bestimmten Luftdichte und die Zeit aufgezeichnet werden. Die Luftdichte und der Luftdruck sollen zur Nachprüfung ebenfalls aufgezeichnet werden und der Flügzeugführer soll in der Lage sein, nach dem Instrument das Flugzeug in der gleichen Luftdichte zu halten.
>
> Eine reine, wenn auch an sich brauchbare Zusammenstellung bereits bekannter Einzelinstrumente hat keinen Anspruch auf Preiszuerteilung, wohl aber solche Gruppen von Instrumenten, in denen wenigstens ein Teilinstrument einen wesentlichen, neue Wege weisenden Fortschritt bringt.«

Als Zeitpunkt für die Einlieferung der für den Wettbewerb bestimmten Geräte war ursprünglich der 1. Oktober 1920, später der 3. Januar 1921 bestimmt. Bis zu diesem Tage sind bei der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, als der Prüfstelle für den Wettbewerb, folgende Geräte eingereicht worden:

1. C. P. Goerz, Optische Anstalt A.-G., Berlin-Friedenau, eine vollständige Zusammenstellung im Sinne der Ausschreibung.
2. Carl Bamberg, Werkstätten für Präzisions-Mechanik und Optik, Berlin-Friedenau, eine vollständige Zusammenstellung im Sinne der Ausschreibung mit Ausnahme des Statoskops, das erst später eingeliefert wurde und infolgedessen nicht mehr für den Wettbewerb in Frage kam.
3. Dipl.-Ing. Wolfgang Klemperer, Aachen, war leider nicht in der Lage, den formalen Forderungen der Ausschreibung voll zu genügen. Die von ihm nach dem Abgabetag eingereichten Geräte wurden daher außer Wettbewerb geprüft.

Der Preis konnte, da keines der eingereichten Geräte den gestellten Bedingungen voll genügte, nicht im ganzen vergeben werden; er wurde geteilt.[1])

Auf eine Anregung des Preisstifters fand am 28. Oktober 1921 zwischen allen Bewerbern eine gemeinsame Aussprache über das Ergebnis der Prüfungen und die mit den einzelnen Meßanordnungen gemachten Erfahrungen statt; die Prüfstelle wurde ermächtigt, hierüber öffentlich zu berichten.

A. Die Meßanordnungen.

1. Carl Bamberg vereinigt in einem Sammelkasten mit gemeinsamer, durch ein Uhrwerk angetriebener Schreibtrommel Geräte zur Aufzeichnung von Höhe, Geschwindigkeit und Zeit.

Der Luftdichteschreiber ermittelt die Luftdichte aus der Ausströmzeit (Messung der Gasdichte nach Bunsen[2]) und zeichnet unmittelbar das spezifische Gewicht der Luft (γ), in der sich das Meßgerät befindet, auf. Seine Arbeitsweise ist folgende (Abb. 1): durch ein einfaches Staurohr S, welches

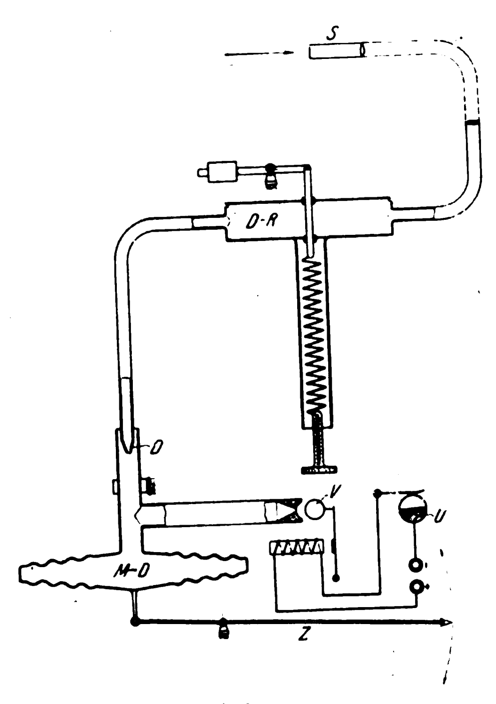


Abb. 1.

im Luftstrom liegt, wird Druckluft durch eine Schlauchleitung einem als Überströmventil arbeitenden Druckregler D-R zugeführt. Eine Feder, deren Spannung durch eine Stellschraube veränderlich ist, hält den Druck auf einer Höhe von etwa 40 mm WS. Vom Druckregler fließt die Luft zu einer Düse D, aus welcher sie unter gleichbleibendem Druck ausströmt. Die Menge der durchgeströmten Luft wird derart gemessen, daß sie von einer Membrandose M-D aufgenommen wird; die durch die Volumenzunahme bedingte Ausdehnung dieser Dose überträgt sich unmittelbar auf den Schreibhebel Z. Mit dem Uhrwerk der Schreibtrommel ist ein Umschalter U verbunden, welcher elektromagnetisch das Kugelventil V in bestimmten Zeitabständen schließt und öffnet. Ist das Ventil geschlossen, so wird sich die Dose M-D auffüllen, steht es dagegen offen, so fließt durch den elastischen Gegendruck der Dose die in ihr enthaltene Luftmenge wie auch die durch die Düse D weiter zuströmende Luft nach außen ab. Entsprechend diesem Spiel legt der Schreibhebel, von seiner Nullstellung ausgehend, eine gewisse Strecke zurück, um nach Öffnung des Ventils seine Ausgangsstellung wieder zu er-

[1]) Vgl. ZFM 12. Jahrgang 17. Heft, Seite 262.
[2]) Vgl. Kohlrausch, Lehrb. d. prakt. Physik 11. Aufl. S. 90.

reichen. Der von dem Membransystem geäußerte Gegendruck ist abhängig von dem Membraninhalt und läßt sich empirisch ermitteln. Da sich die Gasdichten nahe umgekehrt verhalten wie die Quadrate der Ausströmungsgeschwindigkeiten, mit denen die Gase unter gleichem Druck aus enger Wandöffnung austreten —, die Einströmzeit also proportional der Wurzel

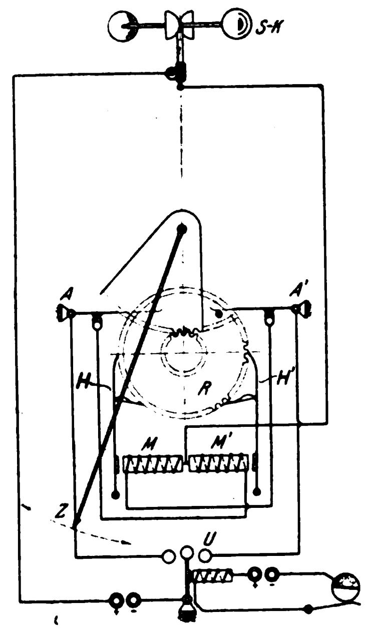


Abb. 2.

aus der Luftdichte ist, kann man das Gerät statt durch Veränderung der Luftdichte auch dadurch eichen, daß man bei gleichbleibender Luftdichte die Einströmzeit im Verhältnis $1 : \gamma$ verändert.

Der Höhenschreiber ist neuartig. Die verwendeten Metalldosen sind in größerem Durchmesser als bisher üblich ausgeführt und tragen eine besondere Versteifung der inneren Teile der Membranbleche. Dadurch soll erreicht werden, daß ihre Beanspruchung mehr auf die Randpartien verlegt, durch gleichmäßigere Verteilung herabgesetzt wird und jedenfalls sehr weit unter der Elastizitätsgrenze des Materials bleibt.[1])

Für den Geschwindigkeitsschreiber wurde das bisher schon bewährte Schalenkreuz angewendet. In der besonderen, einge-

Der Umschalter U wird zugleich mit dem bereits erwähnten Kugelventil des Luftdichte-Meßgerätes gesteuert. Nach Ablauf einer gewissen Zeit wird daher wechselweise der Magnet M, sodann der Magnet M' eingeschaltet. Der Schreibhebel führt also eine hin- und hergehende Bewegung aus, wobei die Breite des beschriebenen Streifens unmittelbar die Stromschluß-

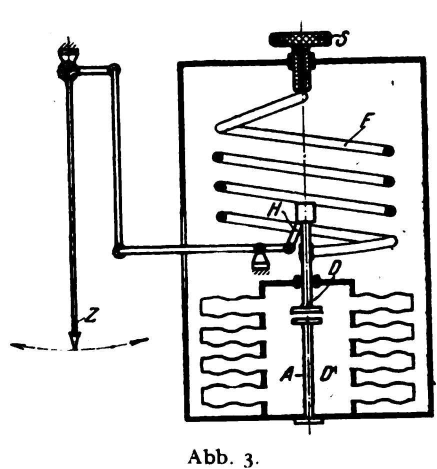


Abb. 3.

bzw. Umdrehungszahlen des Schalenkreuzes angibt. Die Ausschalter A und A' sorgen für Einhaltung einer Nullinie rechts und links. — Das Schalenkreuz selbst sollte an einer Strebe am äußersten Ende eines Flügels befestigt werden. Zur Festlegung bestimmter Zeitmarken auf dem Schreibblatt dient ein elektromagnetisch betätigter Bleistift, der in der Mitte zwischen den einzelnen Aufzeichnungen Punkte erzeugt.

Das Statoskop (Abb. 3) besteht aus einer vielfachen Dose A—D, welche durch eine Spiralfeder F von großem Arbeitsinhalt gespannt wird. Ein Abstandsstück D im Inneren des Dosensystems verhindert, daß dieses weiter zusammengedrückt werden kann, als ungefähr seiner Mittellage entspricht. So lange der äußere Luftdruck überwiegt, bleibt daher die Dose in dieser Mittelstellung; fällt er dagegen so weit, daß die Feder ihm das Gleichgewicht hält, so beginnt die Dose sich zu dehnen und betätigt durch ein leicht bewegliches Hebelwerk den Zeiger Z. Die erste Übertragung erfolgt durch den »Fühlhebel« H und wirkt derart, daß bei Überschreitung eines bestimmten Dosenweges der Mitnehmer sich von dem Zeigerwerk abhebt. Durch eine Stellschraube S kann die Federspannung nach einer empirisch geeichten Teilung auf verschiedene Werte des Luft-

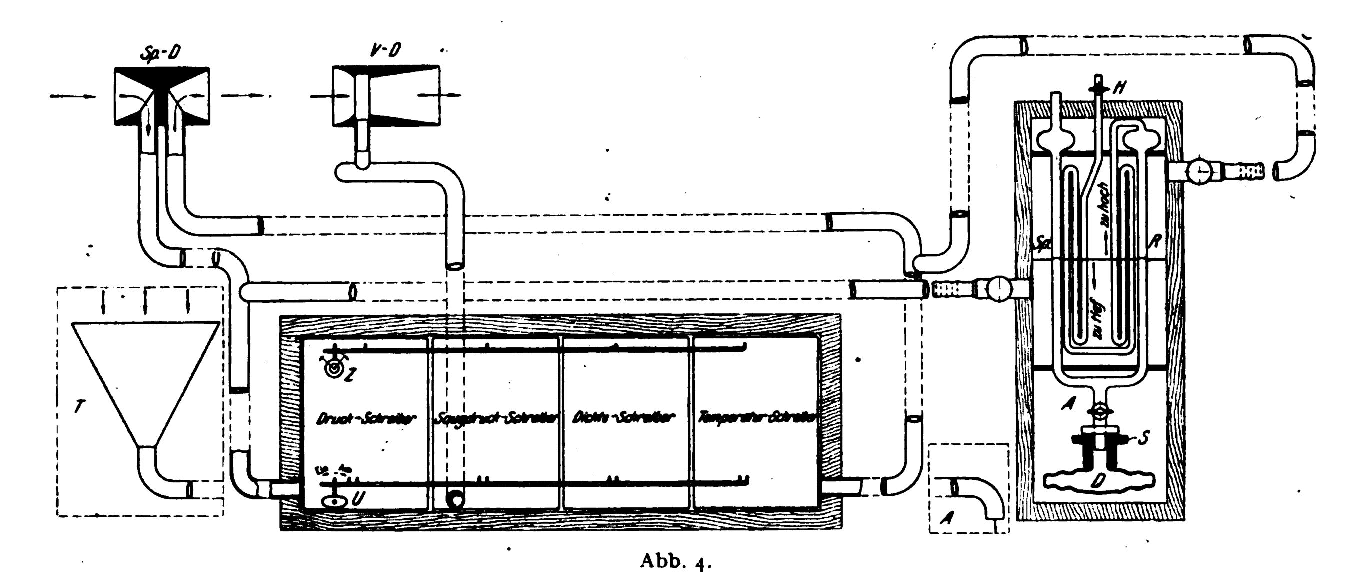


Abb. 4.

reichten Anordnung (Abb. 2) erzeugt dieses nach je 20 Umdr. einen Stromschluß und betätigt damit den Elektromagneten M bzw. M'. Jeder Anzug des Ankers schiebt den Hebel H bzw. H' und damit das Zahnrad B um ein Stück vorwärts.

[1]) Vgl. Warburg und Heuse, Über Aneroide. Zeitschr. f. Instr.-Kunde, 1919 S. 40 ff.

druckes eingestellt werden. Die Empfindlichkeit ist durch die hohe Übersetzung sehr groß.

2. C. P. Goerz:

Sammelgerät (Abb. 4). Vier einzelne Schreibgeräte für Druck, Saugdruck, Dichte und Temperatur sind in ein gut



wärmegeschütztes und dichtschließendes »Luftspülgehäuse« eingesetzt. Auf der Vorderseite des abnehmbaren Deckels sind zwei Knebel angeordnet; mit Hilfe des einen *U* können die Uhrwerke und Schreibhebel sämtlicher Geräte gleichzeitig ein- bzw. ausgerückt werden, der Knebel *Z* gestattet ebenso, auf allen vier Schreibblättern Zeitmarken hervorzurufen. Durch eine »Spüldüse« *Sp-D* wird ein Strom von Außenluft ständig durch das Innere des Gehäuses geführt. Da in der Spülleitung selbst ein Druckgefälle von höherem zu niederem Druck besteht, ist es möglich, das Gehäuse an derjenigen Stelle in die Spülleitung einzusetzen, an der der Druck gleich dem der ungestörten Außenluft ist.

Druck- und Temperaturschreiber sind gewöhnliche Goerzsche Geräte bekannter Bauart.

Der Saugdruckschreiber steht durch eine besondere Leitung, die sich beim Einsetzen des Gerätes in das Spülgehäuse selbsttätig anschließt, mit der Venturidüse *V-D* in Verbindung und zeichnet den in dieser entstehenden Druckabfall auf, welcher der Geschwindigkeit des Flugzeuges in Abhängigkeit von der Dichte der umgebenden Luft entspricht. Venturidüse und Spüldüse sollten an solchen Stellen des Flugzeugtragwerkes befestigt werden, wo sie in wirbelfreier und ungestörter Außenluft stehen.

Der Dichteschreiber arbeitet in der Weise, daß eine in elastischer, luftdichter Dose eingeschlossene Luftmenge infolge der Dehnung und Wärmeleitfähigkeit der Metalldose ihr Volumen entsprechend der Dichte der Außenluft ändert.

Das Statoskop ähnelt in seiner Bauart dem Fraktionsbarometer. Eine in einer mehrfach gewundenen Röhre durch den Hahn *H* einseitig abgeschlossene Luftmenge steht auf der anderen Seite in Verbindung mit einem Flüssigkeitsmanometer, welches Messungen von geringen Druckunterschieden gestattet. Der Spülraum *Sp-R*, in dem das Schlangenrohr untergebracht ist, bildet einen guten Schutz gegen äußere Wärmeeinflüsse; er kann aber auch durch Anschluß an die erwähnte Spülleitung auf Außentemperatur gebracht und gehalten werden. Die Flüssigkeit des Manometers wird bei Nichtgebrauch des Gerätes von einer Dose *D*, die durch eine Schraube *S* gedehnt oder zusammengepreßt werden kann, vollkommen aufgenommen. Dieselbe Anordnung ermöglicht auch, Luftblasen, die durch Über- oder Unterschreiten des Meßbereiches in die Manometerflüssigkeit eingedrungen sind, zu beseitigen. Das Gerät beginnt anzuzeigen, sobald der Hahn *H* auf »an« gestellt und dadurch eine Menge Luft von bestimmtem Druck bzw. bestimmter Dichte in dem Schlangenrohr eingeschlossen ist. Sollen Druckunterschiede beobachtet werden, sind die Hähne der Spülleitung geschlossen zu halten; zur Messung von Dichteänderungen muß der Spülraum von Außenluft durchströmt werden.

3. Dipl.-Ing. Klemperer.

Log. An einem stromlinienförmigen Körper (Abb. 5), der mit Hilfe einer Gabel unter das fliegende Flugzeug bis in den Bereich ungestörter Luft herabgelassen werden kann, sitzt eine »ideale« Luftschraube *S*, welche möglichst reibungslos eine Schreibtrommel *Tr* und auf einer Schraubspindel *Sp* einen elektromagnetischen Zeitmarkenschreiber *M* bewegt.

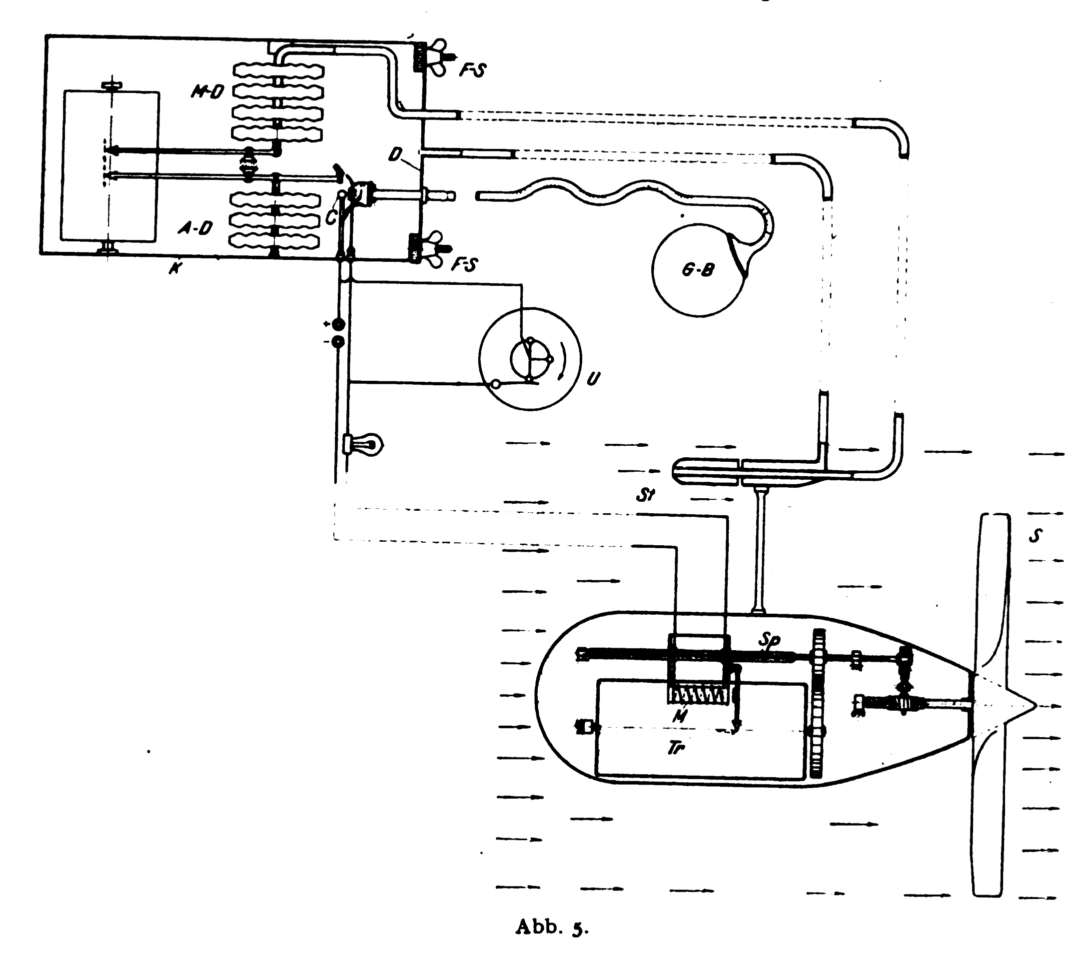


Abb. 5.

Ein besonderes Uhrwerk *U* gibt in bestimmten gleichen Zeitabständen die zur Betätigung erforderlichen Stromschlüsse. Der Abstand der Zeitmarken, welche in der auf der Trommel entstehenden Schraubenlinie hervorgerufen werden, ist somit ein Maß des zurückgelegten Luftweges. Über dem Log sitzt das Staurohr *St*, das durch Schlauchleitungen mit dem im Inneren des Flugzeuges untergebrachten Schreibgerät in Verbindung steht. Dieses ist gemeinsam mit dem Höhenschreiber in ein vollkommen luftdicht schließendes Gehäuse eingebaut. Da der Innenraum dieses Gehäuses mit dem Spalt des Staurohres in Verbindung steht, wird ein Ausgleich mit ungestörter Außenluft erzielt. Zeitmarken können in der Druckaufzeichnung pneumatisch durch den Gummiball *G-B* von außen erzeugt werden; gleichzeitig wird durch den Kontakt *C* auch auf der Trommel des Logs eine willkürliche Zeitmarke hervorgerufen.

B. Prüfung der Geräte im Laboratorium.

Es war beabsichtigt, sämtliche eingereichten Geräte im einzelnen auf ihr Verhalten bei verschiedenen Luftdrücken, Temperaturen, Luftdichten und in einem künstlichen Luft-

strom zu prüfen, um vor allem ihr gleichmäßig sprungloses Anzeigen, ihren Meßbereich, ihre Meßempfindlichkeit und den besonders wichtigen Trägheitskoeffizienten zu bestimmen. Soweit die benutzten Meßweisen derartige Prüfungen im Laboratorium gestatteten, sind sie durchgeführt worden. Besondere Schwierigkeiten bereitete die Erzielung und Einhaltung verschiedener Luftdichten durch Erzeugung verschiedener Temperaturen bei bestimmten Luftdrücken. Ein zweckentsprechendes Prüfgerät war bisher nicht vorhanden. Durch

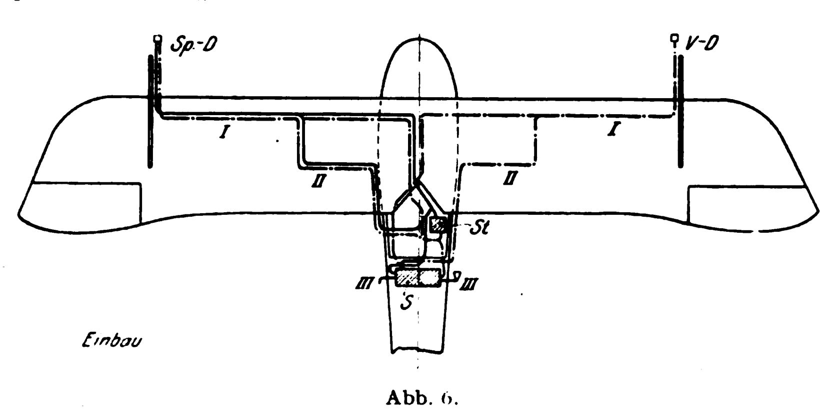


Abb. 6.

eine von C. P. Goerz in Friedenau gebaute und freundlich der Prüfstelle zur Verfügung gestellte Druck-Kältekammer sollte auch eine Prüfung der Geräte bei beliebig veränderlichen Luftdichten ermöglicht werden. Abgesehen davon, daß einige der eingereichten Geräte grundlegend andere Prüfverfahren als die ursprünglich vorgeschlagenen erforderten, stellte sich heraus, daß das von C. P. Goerz hergestellte Gerät in seiner ersten Ausführung doch noch nicht ganz den zu stellenden Anforderungen genügte. Nach einer großen Reihe von Versuchen, die zwar bereits einige Aufschlüsse über das Arbeiten der einzelnen Meßgeräte gaben, aber nicht als einwandfreie Prüf- oder Eichergebnisse anzusehen sind, wurden die Laboratoriumsversuche daher abgebrochen. Die Hauptprüfung der eingereichten Instrumente sollte dann im Flugzeug selbst erfolgen. Zu diesem Zwecke wurde von dem Preisstifter Dr.-Ing. Rumpler ein Verkehrsflugzeug (Ru C I) zur Verfügung gestellt, in das je eins der zu prüfenden Geräte eingebaut wurde. Durch den erhöhten Luftwiderstand der Einbauten von Prüf- und Vergleichsinstrumenten und der dazugehörigen Schlauch- und Rohrleitungen, sowie durch das erhöhte Fluggewicht wurde leider die Steigfähigkeit des Flugzeuges so ungünstig beeinflußt, daß ein schnelles Steigen und Erreichen größerer Höhen nicht mehr möglich war.

C. Einbau der Meßgeräte in das Versuchsflugzeug.

Bei dem Einbau der zum Wettbewerb eingereichten Geräte in das Flugzeug wurden nach Möglichkeit die von den Bewerbern gegebenen Vorschriften berücksichtigt. Das Registriergerät von Carl Bamberg hing gut federnd an der rechten Seite des Beobachterraumes, wo es während des Fluges gut zu überwachen und auch bequem zugänglich war. Die Luftzuführungsleitung für den Luftdichteschreiber befand sich ebenso wie das Schalenkreuz an dem inneren Vorderstiel des rechten Flügels in zwei Drittel Höhe zwischen beiden Flügeln. Die Zuleitung zum Schreibgerät verlief anfangs an der Unterseite des Oberflügels zum Spannturm und von dort an einem Stiel herab in den Beobachterraum. Hinter dem Kühler war das Rohr zum Schutz gegen Wärmeeinflüsse mit dicker Asbestschnur umwickelt. Da sich trotzdem eine nicht unbeträchtliche Erwärmung bei längeren Flügen herausstellte, wurde diese Luftleitung über den Unterflügel unmittelbar zum Rumpf verlegt. Von den Statoskopen war je eins gut federnd im Führer- und im Beobachterraum untergebracht. — Der Sammelkasten S des Goerz-Gerätes wurde an seiner Abfederung hinter dem Beobachterraum (Abb. 6) in einem geschlossenen Sperrholzkasten (sonst zur Aufbewahrung von Gepäck bzw. Luftpost dienend) aufgehängt. Der Anschluß an die Spüldüse Sp-D, welche an dem linken Oberflügel etwa 1 m weit über die Stirnleiste herausragend befestigt war, erfolgte durch eine doppelte Messingrohrleitung von durchgehend gleichem Querschnitt. Sie wurde an der Unterseite des Oberflügels vor dem vorderen Stiel befestigt und ging von dort hinter dem Kühler frei abgestützt zum Beobachterraum. — Die Düse für den Saugdruckschreiber V-D befand sich in ähnlicher Weise verlegt an dem rechten Oberflügel. (Siehe Einbau I.) Die Spülleitung selbst war im Inneren des Beobachterraums durch ein eingeschaltetes T-Stück geteilt, so daß auch das an der Vorderwand fest angebrachte Statoskop St nach Belieben in die Spülleitung eingeschaltet werden konnte. Da sich schon nach dem ersten Fluge zeigte, daß die Spülung des Sammelkastens nicht genügend war, oder eine äußere Temperaturänderung infolge zu starker Erwärmung der Rohrleitungen hinter dem Kühler nicht erkennbar wurde, mußte ein Umbau der gesamten Spülleitung derart vorgenommen werden, daß die einzelnen Rohre am vorderen Stiele zum Unterflügel geführt und von dort unmittelbar zum Beobachterraum geleitet wurden (siehe Einbau II). Da auch diese Anordnung nicht befriedigte, wurde schließlich der Spülkasten unmittelbar mit einem rechts außenbords befindlichen Trichter T (Abb. 4) bzw. auf der anderen Seite einem einfachen Abfluß A verbunden (siehe Einbau III). — Das Schreibgerät Klemperers K (Abb. 7) war gut federnd unter dem Bambergschen Sammelkasten auf der rechten Seite des Beobachterraumes eingebaut. Das Log L wurde an einer langen Gabel aus tropfenförmigen Profilstreben an der hinteren Strebe des Fahrgestells derart angebracht, daß die ganze Anordnung während des Fluges mit Hilfe einer Schnur frei nach unten ausgelassen werden konnte. Die Verbindungen zwischen Staurohr und Schreibgerät waren starr verlegt, nur an den schwenkbaren Stellen befanden sich Gummischläuche. Da infolge des Luftwiderstandes das Log nicht genau in der Flugrichtung stand, sondern beträchtlich zurückgedrängt wurde, mußte es durch eine zweite, über Rollen nach vorn geführte Schnur in die richtige Stellung gebracht und dort festgehalten werden. Die Zeitmarkenuhr U sowie eine damit verbundene Kontrollampe befanden sich an der Vorderwand des Beobachterraumes.

Als Vergleichsgerät diente ein Flugzeugmeteorograph von Professor Wigand (alte Ausführung)[1]), der in bewährter Aufhängung zwischen den äußeren Stielen des linken Flügels befestigt war. Später wurde darunter noch ein Bosch-Temperaturschreiber und entsprechend auf der rechten Seite ein AEG-Dreifachschreiber[2]) eingebaut. Das unmittelbare Ablesen der Lufttemperatur gestattete ein gut belüftetes Flugzeugthermometer, das in der Nähe des Beobachterraumes

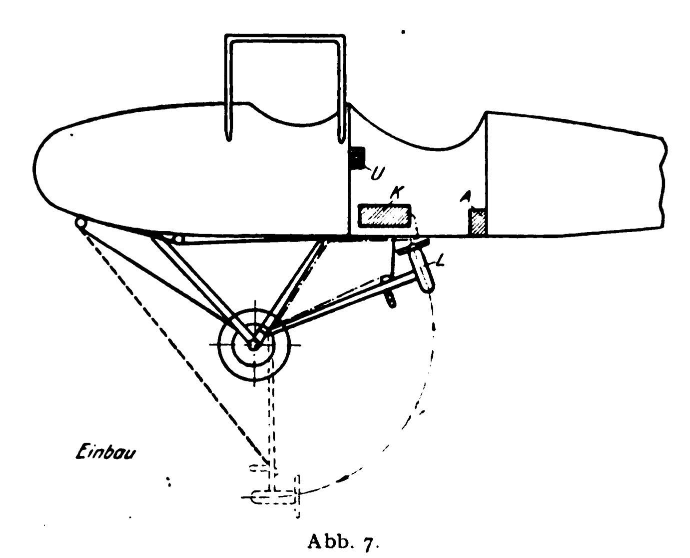


Abb. 7.

dem Auspuffrohr entgegengesetzt links außenbords angebracht war. Ferner wurden ein Ott-Höhenschreiber gewöhnlicher Ausführung sowie ein Höhenmesser von Bohne mitgeführt. Zur Zeitmessung dienten ein Chronometer und eine Stoppuhr,

[1]) Vgl. ZFM, Beiheft 4, April 1921, S. 43 ff. (Ein neuer, wesentlich verbesserter Flugzeugmeteorograph ist im Bau.)

[2]) König, Energiemessungen durch Steig- und Gleitflüge. ZFM, 11. Jahrgang, 12. Heft, S. 1.

die gemeinsam mit einem zweiten Höhenmesser auf dem Gerätebrett befestigt waren. Der zur Bedienung der elektrischen Geräte erforderliche Strom wurde einer Akkumulatorenbatterie *A* (Abb. 7) entnommen, welche unter dem Notsitz (um den Einbau der Geräte zu ermöglichen, war der eigentliche Beobachtersitz entfernt worden) Platz fand.

Da sich schon bei den Versuchsflügen, welche zur Prüfung des Einbaues angesetzt waren, zeigte, daß keines der eingereichten Geräte für die Verwendung im Flugzeuge genügend erprobt war, mußten im Laufe der weiteren Versuchsflüge nicht unerhebliche Änderungen an den einzelnen Meßanordnungen selbst durchgeführt werden; dadurch wurde auch die Zahl der Versuchsflüge selbst beträchtlich vermehrt. Alle Flüge wurden durch den leitenden Flugzeugführer der Rumplerwerke Basser ausgeführt; auch an dieser Stelle sei Herrn Basser für den verständnisvollen Eifer, mit dem er in bewährtem Geschick die Führung des Flugzeuges den oft schwierigen und ermüdenden Aufgaben der Geräteprüfung anpaßte, bestens gedankt. Die Ergebnisse der Prüfungen im Laboratorium sowie bei den Versuchsflügen, welche am 29. 4. 21 begannen und nach verschiedenen Unterbrechungen am 4. 6. 21 abgeschlossen wurden, sollen im folgenden einzeln besprochen werden.

D. Prüfergebnisse des Laboratoriums und der Versuchsflüge.

1. Carl Bamberg. Die ganze Anordnung des Bambergschen Gerätes ist zwar äußerlich recht gefällig, als Flugzeugmeßgerät aber zu wenig durchgebildet. Die einzelnen Teile der Meßanordnungen sind infolge zu großer Drängung wenig übersichtlich und für notwendige Änderungen schwer zugänglich. Da die Schreibtrommel nicht herausnehmbar ist, erfordert das Auflegen eines neuen Registrierstreifens besondere Geschicklichkeit; ebenso kann die Umschaltung des Uhrwerkes auf eine andere Laufzeit nicht von außen bewerkstelligt werden. Das Luftdichte-Schreibgerät beruht, wie erwähnt, auf dem Prinzip der Gasdichtemessung nach Bunsen. Wichtig hierfür ist vor allem die ständige Innehaltung des gleichen Druckes. In der Bambergschen Anordnung soll dieses durch das Überströmventil (*DR*) erreicht werden. Obwohl Beschleunigungen senkrecht zum Ventildeckel durch Massenausgleich aufgehoben werden, scheint die ganze empfindliche Anordnung für die Verwendung im Flugzeuge doch recht unsicher zu sein. Erschütterungen sowie Temperatureinflüsse auf die Spannfeder können jedenfalls eine nicht unerhebliche Druckfälschung verursachen.

Die Luft strömt durch eine feine Düse aus, deren Verschmutzen oder Verstopfen leicht möglich ist, und füllt dann eine Membrandose auf. Der von dieser entgegengesetzte Druck ist theoretisch nur abhängig vom Volumen bzw. der mit diesem veränderlichen Spannkraft der Dose, muß aber tatsächlich durch eine Eichkurve rein empirisch bestimmt werden. Dabei haben sich Veränderungen ergeben. Besonders ist die Beeinflussung durch Temperaturänderungen bemerkbar. Diese zeigt sich in einer Verschiebung der Ausgangs-(Null)-Linie. Die Reibung des Übertragungsmechanismus und der Schreibfeder auf dem rauhen Papier äußern sich gleichfalls als Gegendruck und beeinflussen das Ergebnis. Durch Erschütterungen bzw. durch kräftiges Klopfen des Gerätes konnten die Aufzeichnungen im günstigen Sinne wesentlich beeinflußt werden. Eine Fälschung verursacht die Erwärmung der Luft auf dem Wege zum Meßgerät in den gegen Wärmestrahlung ungeschützten Leitungen und ganz besonders im Meßgerät selbst. Ein sehr guter Wärmeschutz oder besser eine Umspülung vor allem des Überströmventils mit Luft von Außentemperatur wären zum mindesten erforderlich. Die Meßempfindlichkeit war im allgemeinen zu gering. Für den Bereich von 1,4 bis 0,28 kg/m³ war nur ein Schreibweg von 32 mm Länge vorgesehen.

Der Druckschreiber ist neuartig und sehr gut. Die Einstellkraft ist beträchtlich, die elastische Nachwirkung nahezu null. Die Temperaturbeeinflussung der Meßdosen, welche der Größenordnung nach wenigstens bei dem Versuche in der Kälte-Druckkammer nachgeprüft wurde, liegt günstig. Das Gerät bedeutet daher einen erfreulichen Fortschritt gegenüber den bisher üblichen Aneroiddosen. An der gelieferten Ausführung wäre vielleicht auszusetzen, daß für die Verwendung im Flugzeuge die Hebelübertragung kräftiger ausgebildet werden kann. Der Geschwindigkeitsschreiber, ein elektrisch aufzeichnendes Schalenkreuz, benutzt eine an und für sich bewährte Anordnung. In der eingereichten Abänderung ist sie jedoch nicht genügend durchgebildet. Die Bewegung des Schreibarmes erfolgt zu ungleichmäßig. Es trat des öfteren ein Springen über zwei bis drei Einzelzähne, ebenso aber auch ein wiederholtes Hängenbleiben am Papier auf. Ein besseres Arbeiten des Gerätes wurde nach Einsetzen einer stärkeren Betriebsbatterie erreicht. Durch ungleich weite Hin- und Rückbewegung des Schreibarmes soll die Aufzeichnung der Geschwindigkeit nur von einer Seite ausgehend erreicht werden. Der hierzu erforderliche Unterschied der Kontaktzahlen ist aber für die Meßempfindlichkeit des Gerätes in vorliegendem Falle zu groß. Von 18 Kontakten, welche bei mittlerer Fluggeschwindigkeit (140 km/h) geschrieben werden, gehen immer 3 verloren.

Die Zeitmarken sind als Einzelpunkte auf dem Schreibblatt den verschiedenen Meßaufzeichnungen nur schwer punktmäßig zuzuordnen. Eine Hervorhebung genau zugeordneter Zeitpunkte in diesen ist jedenfalls nicht möglich. Das Uhrwerk, das infolge zu schwacher Feder bei den Laboratoriumsversuchen wiederholt versagte, wurde im Flugzeug durch die Erschütterungen günstig beeinflußt, so daß es stets einwandfrei gearbeitet hat.

Das Statoskop hat sich ausgezeichnet bewährt. Bei großer Genauigkeit besitzt es einen Meßbereich von $\pm$ 5 mm Hg. Ein Temperatureinfluß ist zwar noch vorhanden, aber sehr gering. Ein besonderer Fortschritt des Gerätes ist die Möglichkeit, eine bestimmte Höhe, in der man fliegen will (bzw. den in dieser Höhe herrschenden mittleren Luftdruck), schon am Boden einzustellen. Das Wiederauffinden der einmal eingestellten Höhe ist immer möglich, selbst wenn man den Meßbereich nach oben oder unten beliebig weit überschritten hat.

2. C. P. Goerz.

Sammelgerät. Der Gedanke, die Außenluft zur Messung ihrer Eigenschaften in das Innere des Flugzeuges bzw. des Beobachterraumes durch Rohrleitungen zu schaffen, ist wohl gut, aber leider praktisch sehr schwer durchführbar. Vor allem hat sich bei den Versuchen herausgestellt, daß die Zuleitung von Außenluft durch eine nicht übermäßig bemessene Spüldüse durchaus unzureichend ist. Die langen Leitungen von verhältnismäßig geringem Querschnitt, die noch dazu sehr viele Biegungen haben müssen, bremsen den Luftstrom doch ganz erheblich ab. Abgesehen davon, erfährt die Luft in den Röhren auch eine Veränderung in bezug auf ihre Temperatur und damit ihrer Dichte infolge Erwärmung durch die Sonnenbestrahlung, die Wärme des Motors oder Kühlers oder im Innern des Flugzeuges selbst durch die von den Insassen ausgestrahlte Wärme. Ein besonderer Vorteil der Bauweise ist wohl die Möglichkeit, das Schreibgerät sehr gut federnd im Innern des Flugzeuges unterzubringen. Es ist weiter hervorzuheben, daß die Anordnung gestattet, Druckfälschungen auszuschalten; dazu wäre allerdings erforderlich, daß der Sammelkasten vollkommen luftdicht ist. Im allgemeinen ist, von Flugbooten abgesehen, die Gefahr der Druckfälschung im Innern des Beobachterraumes nicht so erheblich, besonders wenn dieser noch im Boden eine Öffnung (Bombenloch oder Bodenluke) hat. Die vollkommene Trennung der einzelnen Meßkörper voneinander ist an und für sich ein Vorteil, da die Möglichkeit besteht, die einzelnen Geräte leichter nachzuprüfen, sie im einzelnen zu verwenden oder auch beliebig auszutauschen. Unbequem ist und eine nicht unerhebliche Erhöhung des gesamten Gewichtes bedeutet aber die Zuordnung einer besonderen Schreibtrommel zu jedem Einzelgerät. Dadurch werden die verschiedenen Aufzeichnungen, soweit nicht einzelne Punkte durch Zeitmarken besonders hervorgehoben sind, schlecht vergleichbar. Hinzukommt noch der unvermeidlich ungleiche Gang der Uhrwerke. Der gute Wärmeschutz des Sammelkastens wird dadurch hinfällig, daß, wie bereits erwähnt, sich die Luft in den Rohrleitungen schon stark erwärmt.

Der im Sammelkasten verwendete Druckschreiber ist ein normaler Goerzscher Höhenschreiber. Jedenfalls ist seine Trägheit und Temperaturempfindlichkeit nicht besser als bei den üblichen Geräten. Das Einsetzen in den geschlossenen

Sammelkasten hatte anfangs wiederholt mechanisches Hängenbleiben der Übertragung an dem Zeitmarkenhebel zur Folge. Der Dichteschreiber, auf einem theoretisch richtigen Gedanken beruhend, ist in der gegebenen Anordnung vollkommen unbrauchbar, da die Spülung des Gehäuses nicht ausreicht. An und für sich ist die Trägheit der Meßdosen sowohl bei Druck- als auch bei Temperaturänderungen recht beträchtlich. Bei stärkerer Spülung, die zur Erreichung möglichst geringer Trägheit wenigstens 9 m/s betragen sollte, wäre auf eine Anordnung Bedacht zu nehmen, welche den einseitigen Staudruck auf die Dosen vermeidet. Der Meßbereich des Dichteschreibers erstreckt sich nur von 1,3 bis 0,6 kg/m³. Der Saugdruckschreiber ist ein neues und gutes Gerät von hoher Empfindlichkeit und vor allem geringer Trägheit. Es vereinigt in sich alle Vorzüge einer Venturidüse gegenüber dem Staurohr mit einem zuverlässig arbeitenden Schreibgerät. Die Versager bei den ersten Versuchsflügen erklären sich durch mechanisches Hängenbleiben an der Rückwand des Sammelkastens bzw. ungenügenden oder undichten Anschluß der Saugdruckleitung. — In empfindlicherer Anordnung, die durch Vermehrung der Meßdosen erreicht wurde, hat der Saugdruckschreiber auch als Höhenmeßgerät in der Rhön praktisch Verwendung gefunden. Der Temperaturschreiber versagte in der gegebenen Anordnung ebenso wie der Dichteschreiber. Zur Messung der sich sehr rasch ändernden Temperaturen im Flugzeuge wäre wohl auch ein Meßkörper von höherer Empfindlichkeit und geringerer Trägheit am Platze.

Das Statoskop ist gut. Es besitzt hohe Empfindlichkeit und gestattet bequemes und eindeutiges Ablesen. Gegen Temperatureinflüsse ist es durch ein besonderes wärmeschützendes Gehäuse gesichert. Im allgemeinen ist in einer Luftschicht von etwa ± 100 m Mächtigkeit, innerhalb der die Geschwindigkeitsmessungen ausgeführt werden sollen und in der das Gerät ja auch nur benutzt werden kann (Meßempfindlichkeit ± 10 mm Hg), ein erheblicherer Temperatursprung nicht zu erwarten. Ein Überschreiten des angegebenen Meßbereichs ist ausgeschlossen, da dann sofort Luftblasen in das Manometer eintreten, welche ein Zurückziehen der Flüssigkeit in das Sammelgefäß und eine Neueinstellung notwendig machen. Das Statoskop hat notwendigerweise außerdem alle Nachteile von Meßgeräten, die als flüssigkeitsgefüllte Glasröhren im Flugzeug Verwendung finden. Die Verbindungen zwischen Glas und Metall werden durch Erschütterungen leicht undicht. Die verwendete alkoholische Flüssigkeit verdunstet leicht; für die Dauer eines einzigen Fluges ist dieser Umstand aber unbedenklich.

Als Luftdichte-Statoskop wurde das Gerät nicht verwendet, da ebenso wie für den Sammelkasten die Luftspülung vollkommen unzureichend war.

3. Dipl.-Ing. Klemperer. Druck- und Staudruckschreiber der Klempererschen Anordnung sind dem AEG-Dreifachschreiber entnommen, mit besonderem Massenausgleich versehen und in ein luftdicht schließendes Gehäuse eingeschlossen. Der Verschluß dieses Gehäuses erfolgt mit Hilfe einer festen Platte, die durch 14 Flügelmuttern auf eine Gummidichtung gepreßt wird. Dadurch wird die Bedienung des Gerätes außerordentlich erschwert; außerdem ist nach Einschaltung eine weitere Prüfung von außen nicht mehr möglich. Die Zeitmarken werden pneumatisch erzeugt, sind aber nur im Barogramm und nicht in der Staudruckaufzeichnung sichtbar. Ein so schwerer Verschluß wie der verwendete, der einem Druckunterschied von mehreren Atmosphären standhalten könnte, ist unnötig, da die mögliche Druckfälschung doch im allgemeinen sehr klein bleiben wird. Da das Staurohr sich am Log befindet, das bei Start und Landung eingezogen werden muß, darf der Anschluß des Gehäuses an dessen Spalt erst nach Auslaß des Logs erfolgen; sonst ergeben sich Fehler in der Druckaufzeichnung.

Das Log bedeutet die Ausführung einer in den Erläuterungen zum Preisausschreiben gegebenen Anregung. Die bauliche Anordnung zeigt jedoch als Erstlingsgerät noch mancherlei praktische Mängel; störend ist vor allem die Unübersichtlichkeit und Unzugänglichkeit der Meßstellen und ihrer Einzelteile. Tintenaufzeichnung ist für ein schwenkbares Log, das infolge seiner Befestigung unter dem Flugzeuge ganz besonders heftigen Erschütterungen ausgesetzt ist, natürlich unzweckmäßig. Da die Schreibtrommel zuerst nur mit Reibung auf der Achse saß, löste sie sich bei den ersten Flügen meist schon beim Start ab. — Als Nachteil der Anordnung eines Logs unter dem Flugzeuge hat sich vor allem die Möglichkeit einer Beschädigung des Gerätes bei Start und Landung ergeben. Sehr störend und unangenehm aber leider unvermeidlich ist das starke Verschmutzen durch Öl und Sand. Dieses führt naturgemäß auch zu einer beträchtlichen Beeinflussung des reibungslosen Laufes der Luftschraube. Die Bedienung des Gerätes ist auch recht umständlich; bei Start und Landung wie auch in Bodennähe sind Meßergebnisse nicht zu erzielen; beim Fluge in niedriger Höhe bedeutet das Herauslassen einer starren Gabel jedenfalls eine Gefährdung des Flugzeuges. Für Leistungsmessungen von Flugzeugtypen, für die das Gerät der Ausschreibung entsprechend gebaut war, kommen diese Bedenken freilich weniger in Frage. Der Zeitmarkengeber läuft einwandfrei. In der fortlaufenden Aufzeichnung der Schreibtrommel des Logs sind die willkürlich hervorgerufenen Zeitpunkte von den übrigen regelmäßigen aber schwer zu unterscheiden. Für die Auswertung der Meßergebnisse ist zu bemerken, daß der Staudruck fortlaufend in Augenblickswerten aufgezeichnet wird, das Log die Wegstrecke aber integriert. Dadurch ergeben sich Schwierigkeiten, zusammengehörige Werte aus beiden Kurven zu ermitteln. Der Staudruck ist aus der Aufzeichnung mit einer Genauigkeit von höchstens ± 2 mm WS, die Wegstrecke bzw. Fluggeschwindigkeit auf höchstens ± 1 m/s genau abzulesen. Bei der Berechnung der Luftdichte ergibt sich daraus ein Fehler von etwa 10 vH.

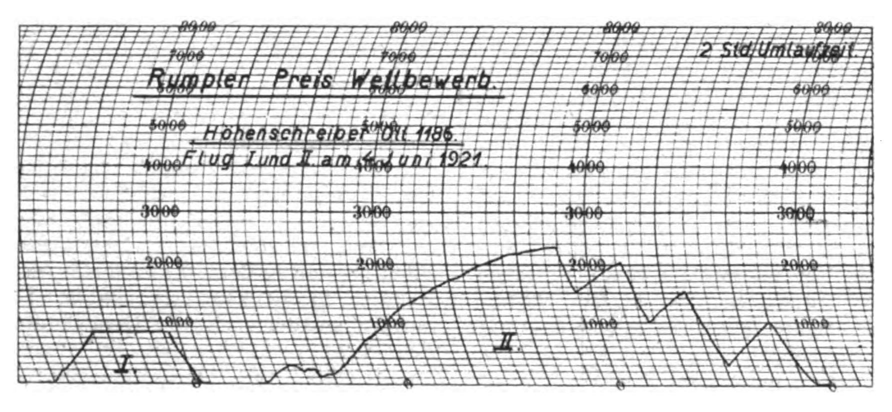


Abb. 8.

E. Ergebnis des Rumpler-Preis-Wettbewerbes.

Der Rumpler-Preiswettbewerb sollte ein Gerät schaffen, das, in ein auf Leistung zu prüfendes Flugzeug mit einfachsten Mitteln eingebaut, nach vollendetem Fluge unmittelbar die Geschwindigkeit in ihrer Beziehung zur Luftdichte abzulesen bzw. genau zu ermitteln gestattet. Dem Führer sollte das Einhalten der gleichen Flughöhe oder der gleichen Luftschicht durch ein besonderes Gerät erleichtert werden.

Das Ergebnis des Wettbewerbes hat diese Forderung nicht erfüllt; sehr erfreulich und weiter zu verfolgen sind aber

die Fortschritte, die bei den Einzelgeräten zutage getreten sind. —

Als wichtigstes Gerät ist das Statoskop zu nennen, das dem Flieger tatsächlich gestattet, eine bestimmte Höhe genau einzuhalten. Diese Forderung erfüllen das Bambergsche und das Goerzsche Gerät vollkommen. Das erste hat außerdem den großen Vorteil, daß es eine bestimmte Höhe schon vor dem Fluge einzustellen und diese auch nach Über- oder Unterschreiten des Meßbereiches immer wieder aufzufinden gestattet. Die Betrachtung des Barogramms eines Fluges, der mit einem der genannten Statoskope ausgeführt wurde, wirkt überzeugend (Abb. 8). Flug I zeigt das Einhalten und Wiederauffinden einer einmal eingestellten Flughöhe, Flug II die Festlegung von Scheitel- bzw. Umkehrpunkten beim Zackenfluge in bestimmten Höhen. — Es ist zu erwarten, daß sich das Statoskop bald bei allen Luftfahrern, die für besondere Zwecke (Lufttopographie, wissenschaftliche Erforschung bestimmter Schichten, Leistungsmessung, Prüfung von Luftfahrmeßgeräten usw.) die gleiche Höhe längere Zeit einhalten müssen, sehr bald einbürgern wird. Aber auch der Verkehrsflieger wird das Gerät als Wegweiser für gleiche Höhe schätzen lernen.

Die Luftdichte als solche unmittelbar aufzuzeichnen, ist keinem der Bewerber gelungen. Es muß auch zweifelhaft erscheinen, ob bei der möglichen weiteren Vervollkommnung der von den einzelnen Bewerbern benutzten Meßweisen ein wirklich einwandfreies Arbeiten zu erzielen ist, und ob dann vor allem in bezug auf Einfachheit und Genauigkeit das bisher übliche Verfahren — Ermittelung der Luftdichte aus Druck und Temperatur — übertroffen wird. Vorläufig ist jedenfalls der Meteorograph, wie er von der Aerologie unmittelbar übernommen oder auch zweckentsprechend geändert werden kann, noch das einfachste und zuverlässigste, also beste Mittel zur Bestimmung der Luftdichte. Dem Sinne des Preisausschreibens würde daher (in Verbindung mit einem Statoskop) der von König beschriebene AEG-Dreifachschreiber am ehesten entsprechen, da dieses Gerät Druck, Temperatur und Geschwindigkeit aufzeichnet, also die Geschwindigkeit in Beziehung zur Luftdichte zu setzen gestattet. Die Temperaturaufzeichnung ist bei diesem Gerät nur insofern unsicher oder unbrauchbar, da die Temperaturspirale selbst bei Aufhängung des Gerätes im freien Luftstrom ungenügend belüftet wird. — Das Preisausschreiben verlangte allerdings neue Wege; es bleibt abzuwarten, ob solche schneller und besser zum Ziele führen.

Die Druckmessung hat durch das neue Bambergsche Aneroid eine wesentliche Förderung erfahren. Gelingt es, einen Höhenmesser herzustellen ohne jede elastische Nachwirkung und mit vollkommenem Temperaturausgleich, so wird dieser die Möglichkeit der Landung eines Flugzeuges im Nebel einen guten Schritt vorwärts bringen. — Die gleichfalls recht aussichtsreiche Bennewitzsche Dosenanordnung[1]) fand bei dem Gerät von Goerz leider keine Verwendung.

Für die Aufzeichnung der Geschwindigkeit ist in dem Goerzschen Saugdruckschreiber ein recht gutes neues Gerät gegeben. Die geringe Trägheit bei hoher, noch erheblich zu steigernder Empfindlichkeit ist neben dem Umstand, daß nur eine Rohrleitung von freilich größerem Querschnitt verwendet wird, als Vorteil zu erwähnen. — Das Schalenkreuz und die Luftschraube haben den Vorzug, daß ihre Angaben bei reibungslosem Lauf fast vollkommen unabhängig von der Luftdichte sind, die Geschwindigkeit des Flugzeuges bzw. die zurückgelegte Wegstrecke also ohne Umrechnung angeben; es wäre nur notwendig, die Art der Aufzeichnung noch zu verbessern.

Zur Umdrehung der Schreibtrommel fanden die in der letzten Zeit des Krieges für Höhenschreiber bereits benutzten umschaltbaren Uhrwerke Verwendung. Die Einschaltung der verschiedenen Laufzeiten (im allgemeinen 2,4 und 6 h) kann nach Abnehmen der Trommel durch Verschiebung eines Getriebes bewerkstelligt werden. Die von Goerz verwendeten Uhrwerke gestatteten Umschaltung durch einen einfachen Kuppelungsgriff von außen; wohl unabhängig von dieser begrüßenswerten Neuerung versagten die Werke verschiedentlich. — Ob Ruß- oder Tintenaufzeichnung vorzuziehen ist, kann nicht einheitlich entschieden werden; feiner und empfindlicher ist die erste, bequemer in Bedienung und Auswertung die zweite. Wo stärkere Erschütterungen ein Verschmieren befürchten lassen, sollte allerdings nur Ruß Verwendung finden.

In der gesamten Anordnung der Geräte wurden von den Bewerbern die äußersten Wege beschritten. Bamberg und Klemperer drängen die Meßteile derart zusammen, daß sie schwer zugänglich und unübersichtlich werden, sich sogar gegenseitig stören und in Mitleidenschaft ziehen können. Goerz führt eine vollkommene Trennung der Meßgeräte bis auf die Schreibtrommeln durch. Der Mittelweg scheint auch hier der beste zu sein.

Es wurde erwähnt, daß alle Geräte, so wie sie zum Wettbewerb eingeliefert wurden, bei den ersten Versuchsflügen versagten, und daß es erst nach mannigfachen Änderungen möglich war, wenigstens die bestmöglichste Leistung aus ihnen herauszuholen. Das lag daran, daß die Bewerber neue Bauarten in allererster Ausführung in den Wettbewerb brachten, und daß sie vor allem keine Gelegenheit hatten oder diese nicht benutzten, die Geräte vorher im Flugzeuge praktisch zu erproben und dementsprechend zu verbessern. Unter Berücksichtigung dieser Gründe unternahm es daher die Prüfstelle, notwendige Änderungen, soweit sie nicht grundlegender Art waren, im Laufe der Versuchsflüge selbst vorzunehmen. — Auch die Vorprüfung der Geräte im Laboratorium ist bereits geeignet, Aufschlüsse über das Arbeiten derselben im Luftfahrzeug zu geben. Durch Windkanäle, Druck- und Kältekammern, Schütteltische usw. ist man wohl in der Lage, die natürlichen Verhältnisse im einzelnen leidlich nachzuahmen.

Im allgemeinen muß sich der Luftfahrtmeßgerätebau doch wohl noch mehr an die aerologische und meteorologische Wissenschaft und deren erprobte Meßmethoden anschließen. Vor allem sollten die theoretischen Untersuchungen und praktischen Erfahrungen von Hergesell, Kleinschmidt, de Quervein, Wigand u. a.[1]) mehr Beachtung finden. — Wenn es sich auch im vorliegenden Falle um Meßgeräte handelte, die wegen ihres Sonderzweckes eine besonders sorgfältige Behandlung und Wartung beanspruchen können, so dürfen doch die allgemeinen Forderungen des Luftfahrtinstrumentenbaues nicht unbeachtet bleiben und Berücksichtigung finden, soweit es nur irgend möglich ist. Massenausgleich ist von jedem Flugzeugmeßgerät, das so erheblichen und raschen Beschleunigungsänderungen ausgesetzt ist, ebenso unbedingt zu verlangen, wie jeder tote Gang von Hebelübertragungen, Achslagerungen, Schrauben usw. zu vermeiden ist. Dabei muß man selbstverständlich auch auf die mit den niederen Temperaturen verbundene Zusammenziehung und stärkere Pressung einzelner Teile Rücksicht nehmen. Der Einbau eines Leistungsmeßgerätes in jedes Flugzeug beliebiger Bauart muß ohne allzu große Schwierigkeiten zu bewerkstelligen sein.

Im übrigen sollte es heißen: Einfach, derb und übersichtlich.

Einfach, das heißt: alles nicht unbedingt notwendige Beiwerk weglassen! — Eine Stellschraube, die sonst recht nützlich sein mag, wird im Flugzeug zum Übel, da sie sich verstellen, lösen und damit anderes Unheil anrichten kann. Elektrische Übertragungen leiden zumeist daran, daß die Stromschlüsse viel zu empfindlich sind, ganz abgesehen von der mannigfachen Möglichkeit der elektrischen Störungen an den Elektromagneten, der Batterie, den Leitungen und der Gefahr eines Kurzschlusses. Der Bau von Funkgeräten für Flugzeuge ist in dieser Beziehung wie auch ganz allgemein vorbildlich. Jedenfalls sollte ein Flugzeugmeßgerät während des Fluges keiner weiteren Wartung bedürfen. — Derb soll es sein, soweit ein starken Erschütterungen ausgesetztes Meßgerät nur eben ausgeführt werden kann, ohne daß seine Meßempfindlichkeit wesentlich herabgemindert wird. Für ein Flugzeuginstrument ist diese Forderung um so leichter zu erfüllen, als sein Gewicht im Gegensatz zum Raum nur eine untergeordnete Rolle spielt. Aus dem möglichst widerstandsfähigen Gehäuse dürfen auch nur die zur Bedienung notwendigen Griffe in genügend kräftiger Ausführung herausragen. Alles andere bleibt verschlossen. Das Auflegen eines neuen Streifens, Aufziehen und Umschalten der Uhrwerke sollte im allgemeinen auch der Beobachter, der Flugzeugführer oder gar ein geeigneter Monteur ausführen können. Von diesen ist nicht zu verlangen, daß sie die Geschicklichkeit und Kenntnisse

[1]) Vgl. Boykow, Z. f. techn. Physik, 2. Jahrg. Heft 9, S. 243.

[1]) Vgl. versch. Arb. in: Beiträge zur Physik d. freien Atmosphäre.



eines Uhrmachers oder Feinmechanikers besitzen. — Übersichtlich soll ein Flugzeugmeßgerät endlich sein, damit man Störungen, die bei der hohen Beanspruchung trotz aller Vorsicht vorkommen können und wohl immer vorkommen werden, leichter erkennen und beseitigen kann. Einzelne, besonders empfindliche Teile sollten ohne viele Mühe auswechselbar sein; ja, man könnte an eine Normung gewisser Meßteile denken. Jedenfalls müssen notwendige Instandsetzungen ohne Anwendung von Sonderschlüsseln oder besonderen Werkzeugen ausführbar sein. Übersichtlichkeit ist auch mit Rücksicht auf die Erfordernisse der Eichung des Gerätes zu verlangen. Solange eine brauchbare Druck-Kältekammer nicht vorhanden ist, müssen Aneroiddosen im Alkoholbad auf Temperaturempfindlichkeit geprüft werden. Dazu soll man aber nicht erst das ganze Gerät in seine einzelnen Bestandteile zerlegen müssen. — Im übrigen heißt es auch für den Luftfahrtinstrumentenbau: Probieren geht über Studieren.

Die Bewerber um den Rumplerpreis haben das Ziel, das ihnen die Ausschreibung zeigte, nicht ganz erreicht; — alle haben verschiedene Wege eingeschlagen, sich ihm zu nähern. Manches Hindernis war zu überwinden oder aus dem Wege zu räumen; so sind neue Bahnen geebnet und manche wertvollen Erkenntnisse zutage gefördert worden. Neben den tatsächlichen Erfolgen darf dieser Umstand als ein erfreuliches Ergebnis des Rumpler-Preisausschreibens nicht in den Hintergrund treten. — Es sind Fortschritte gemacht worden, die dem Preisstifter, den Ausschreibern und den Bewerbern besonders zu danken sind. — Noch ist das Ziel nicht erreicht; es muß und wird nun erreicht werden auch ohne den äußeren Ansporn eines Preisausschreibens. Dieses Vertrauen dürfen wir in unsere weiter arbeitende Wissenschaft und opferfreudige Industrie setzen.

Zusammenfassung.

Es wird über das Ergebnis der Prüfungen der zum Rumpler-Wettbewerb eingereichten Geräte und die mit den einzelnen Meßanordnungen gemachten Erfahrungen berichtet. Der Zweck des Wettbewerbes, die Schaffung eines Gerätes zur vereinfachten Leistungsmessung von Flugzeugen ist nicht endgültig erreicht worden, dagegen sind erfreuliche Fortschritte bei Einzelgeräten zutage getreten. Als wichtigste werden ein brauchbares Statoskop, ein neues Aneroid und ein guter Saugdruckschreiber genannt.

Der Einfluß des Windes auf die „Transportleistung“.[1])

»Verkehrstechnisch ist nicht die Eigengeschwindigkeit v, sondern die Reisegeschwindigkeit v_r maßgebend, . . . das raschere Flugzeug vom Winde weniger in seiner Ökonomie ungünstig beeinflußt als das langsame, denn man gewinnt bekanntlich bei Rückenwind weniger, als man bei Gegenwind zusetzt, da man dem letzteren länger ausgesetzt ist, als dem ersteren«. Soweit wird man Herrn Klemperer gern zustimmen, jedoch nicht mehr, wenn er nachher den Mittelwert $\overline{v_r}$ der Reisegeschwindigkeit v_r bei verschiedenen Richtungswinkeln α eines Windes von der Stärke w durch Integrieren über die Reisegeschwindigkeiten bildet:

$$\overline{v_r} = \frac{1}{\pi}\int_0^{\pi} (w\cos\alpha\,(\pm)\sqrt{v^2 - w^2\sin^2\alpha})\,d\alpha =$$

$$= \frac{1}{\pi}\int_0^{\pi} \sqrt{v^2 - w^2\sin^2\alpha}\,d\alpha;$$

denn z. B. für die beiden Grenzen des Integrals, also für Mitwind und Gegenwind, ergibt der Wurzelwert wieder die Geschwindigkeit v selbst, der Mittelwert dieser beiden Werte allein wäre also ebenfalls v, ausführlicher:

$$\overline{v_r} = \frac{1}{2}\left[(v + w) + (v - w)\right] = v,$$

im Gegensatz zu dem, was über den schädlichen Einfluß des Windes vorher richtig ausgeführt wurde.

Für die Wirtschaftlichkeit des Fluges ist eben nicht die Geschwindigkeit $\overline{v_r}$ maßgebend, die man von einem bestimmten Punkte aus bei gegebenem Wind im Durchschnitt aller Reiserichtungen erzielt, vielmehr die mittlere Geschwindigkeit bei einem Kreisfluge bei gleichförmigem Wind, nämlich, wie man mit Hilfe der mittleren Reisezeit $\overline{t_r}$ erkennt,

$$\overline{\overline{v_r}} = \frac{1}{\overline{t_r}}, \text{ wo } \overline{t_r} = \frac{1}{\pi}\int_0^{\pi} \frac{d\alpha}{w\cos\alpha\,(\pm)\sqrt{v^2 - w^2\cdot\sin^2\alpha}}.$$

Der Mittelwert nur für Mitwind und Gegenwind wird hier richtig

$$\overline{\overline{v_r}} = \frac{2}{\frac{1}{v+w} + \frac{1}{v-w}} = \frac{v^2 - w^2}{v} = v\left[1 - \left(\frac{w}{v}\right)^2\right],$$

also in der Tat kleiner als die Fluggeschwindigkeit v, und zwar mit dem Quadrat des Windverhältnisses $\frac{w}{v}$ zunehmend weniger.

Die Kurve (Abb. 1 im Aufsatz von Klemperer) sieht jetzt anders aus, auch die Folgerungen ändern sich, denn erstens darf der Windeinfluß, weil er in jedem Fall stärker als proportional dem Windverhältnis $\frac{w}{v}$ zunimmt, ganz allgemein nicht mit dem arithmetischen Mittel, $w = 5$ m/s, eingesetzt werden, und zweitens ist selbst bei dieser geringen mittleren Stärke der wirkliche durchschnittliche Windeinfluß etwa das Dreifache des Betrages bei Herrn Klemperers Mittelwertbildung.

Diese Ausführungen beanspruchen keineswegs, dem Leser dieser Zeitschrift etwas Neues zu bringen: Bereits in der ZFM 1913 hat Betz[1]), im Anschluß an Betrachtungen der Wirtschaftlichkeit, den Windeinfluß auf die mittlere Reisezeit untersucht, und später haben wir[2]) Windeinfluß, Reisegeschwindigkeit und Reisezeit für beide Arten der Mittelwertbildung und für Erfahrungswerte der Häufigkeitsverteilung der Windstärke in verschiedenen Höhen untersucht. Diesem Aufsatz entstammen auch unsere Formeln und Zahlenangaben. Auch die Kurve von Herrn Klemperer, seine Formeln und Zahlen könnte man daraus entnehmen. E. Everling.

[1]) Zu dem gleichnamigen Aufsatz von W. Klemperer, ZFM 12, Heft 21 vom 15. November 1921, S. 318—319.

Das Altern des Flugzeugbespannungsstoffes.

Von Karl Schmiedel.

Zu den in Heft 22 veröffentlichten Untersuchungen des Herrn Wendt an der Bespannung eines längere Zeit im Dienst gestandenen Verkehrsflugzeugs möchte ich mir eine kurze Bemerkung erlauben. Der Farbanstrich (Ölfarbe) wurde bei den in Verkehrsflugzeuge umgebauten alten Heeresflugzeugen meist wohl deshalb angebracht, um die Kriegsabzeichen (eisernes Kreuz) zum Verschwinden zu bringen. Bei neuer Bespannung der ganzen Flügel wird man lieber den Stoff nur cellonieren, wie dies immer der Brauch war. Der Farbanstrich an der Oberfläche blättert durch die Witterungseinflüsse ab; bei der Überholung wird man aus Schönheitsrücksichten Wert darauf legen, die den Blicken am meisten ausgesetzte Oberseite des Flügels möglichst sauber wieder herzustellen. In unbeaufsichtigten Augenblicken sind nun die Arbeiter immer geneigt, den alten Anstrich mit scharfen Werkzeugen abzukratzen. Es ist nicht ausgeschlossen, daß dies bei dem untersuchten Stoff geschehen ist; Unterseite des Flügels und Rumpf werden bei der Überholung weniger leiden. Es wäre wünschenswert, daß die Versuche in der D. V. L. auf eine größere Anzahl Proben ausgedehnt würden,

[1]) A. Betz, Wirtschaftliche Gesichtspunkte beim Entwurf von Flugzeugen, ZFM 4, Heft 7 und 9 vom 12. April und 17. Mai 1913, Seite 79—82 und 109—113.

[2]) E. Everling, Der Einfluß des Windes im Luftverkehr, Die Naturwissenschaften 8, Heft 22 vom 28. Mai 1920, Seite 418 bis 423; vgl. ZFM 11, Heft 12 vom 30. Juni 1920, S. 180, Luru Nr. 2305.



die verschiedenen Flugzeugen verschiedener Firmen entnommen werden. Dazu bietet sich im Winter, wo die meisten Flugzeuge in den Werkstätten überholt werden, besonders gute Gelegenheit.

Das Altern des Flugzeugbespannungsstoffes.

Zu dem unter dieser Überschrift in der Nummer vom 30. 11. 21 erschienenen Artikel teilt uns die Firma Dr. Quittner & Co., Berlin-Schöneberg, folgendes mit:

»Cellon« genießt, ebenso wie die aus der Wortzusammenstellung »Cellon-Emaillit« durch Zusammenziehung bzw. Abkurzung entstandene Wortbezeichnung »Cellemit« unserer Flugzeuglacke bzw. Luftfahrzeugbespannungs-Imprägnierung gesetzlichen Wortschutz.

Da der Grundstoff, aus dem die Flugzeuglacke hergestellt werden, Azetyl-Zellulose ist, so kann man diese Lacke, wenn man nicht die Produkte einer Firma hervorheben will, mit »Azetyl-Zelluloselacke« bezeichnen.

Die in dem Artikel benutzte Bezeichnung »Cellonlacke« wäre ebenso wie die Bezeichnung »Cellemitlacke« nur zulässig, wenn die Imprägnierung des in Frage stehenden alten Flugzeugbespannungsstoffes nachweislich mittels des so bezeichneten Spezialproduktes der betr. Lackherstellerin vorgenommen worden ist.

Schlußbemerkung zum Aufsatz
Das Altern des Flugzeugbespannungsstoffes.

Von Fr. Wendt.

Zu der von Dr. Quittner & Co., Berlin-Schöneberg, eingesandten Berichtigung hinsichtlich der Verwendung der Worte »Cellon« und »Cellonieren« bemerke ich folgendes:

Die Worte »Cellon« und »Cellonieren« sind von mir gewählt worden, weil sie allgemein bekannt und verständlich sind. Ein Erzeugnis bestimmter Herkunft sollte nicht bezeichnet werden.

Aus dem untersuchten Flugzeugbespannungsstoff ließ sich nicht feststellen, woher der verwendete Azetylzelluloselack bezogen wurde. Es ist z. B. möglich, daß es der von Dr. Quittner & Co. unter dem Namen »Cellemit« oder der unter »Cellon« als Schutzwort in den Handel gebrachte Lack ist; es kann aber auch ebensogut ein anderer sein.

Da der allgemeine Gebrauch der genannten Schutzworte leicht angefochten werden kann, empfehle ich, diese nur im besonderen auf die Erzeugnisse des Eigentümers dieser Schutzworte zu verwenden, im übrigen aber die Worte »Tränkstoff« oder »Spannlack« und »tränken« oder »streichen« allgemein zu gebrauchen.

Das amerikanische Luftfahrt-Jahrbuch.

Von W. Bleistein.

Das amerikanische Luftfahrt-Jahrbuch 1921 steht im Zeichen der Entwicklung des Luftverkehrs in den Vereinigten Staaten und Kanada. Das Werk befaßt sich fast ausschließlich mit dem Flugwesen. Über Luftschiffahrt finden sich nur einige wenige Angaben, entsprechend dem Tiefstand der amerikanischen Luftschiffindustrie.

Die ersten sieben Kapitel behandeln die verschiedenen Gebiete, auf denen sich ziviles Flugwesen betätigt. Im Jahre 1920 sollen in den Vereinigten Staaten und Kanada insgesamt 25 Mill. km Luftweg zurückgelegt sein, davon rd. 10 Mill. in der Zivilluftfahrt und 2½ Mill. im Postdienst. Ungefähr 225 000 Passagiere benutzten Luftfahrzeuge. 88 Firmen und eine große Anzahl einzelner Flieger betrieben den Luftverkehr. Die Statistik weiß von keinem (!) Unfall zu berichten, der Menschenleben gekostet hätte. Eine Tabelle gibt eine Übersicht über die Leistungen der einzelnen Firmen, deren Flugzeugpark zwischen 1 und 20 bis 30 Flugzeuge umfaßte. Die Flugpreise betragen für die Pass.-Meile Doll. 0,40 bis Doll. 1,50, für kurze Flüge Doll. 5 bis Doll. 25. Die Höchstleistung eines Unternehmens wurde mit 15 000 Passagieren über 475 000 Meilen durch kurze Flüge zu Doll. 5 erreicht. Die verkehrsmäßig besten Werte erzielten die »Curtiss Northwest« und die »Curtiss Eastern Airplane Co.« mit 83 bzw. 102 Meilen/Passagier.

Die Luftpost, die 1918 auf der Strecke New-York—Washington ins Leben gerufen wurde, hat Ende 1920 eine Streckenlänge von 3460 m. Für 1921 ist Vergrößerung des Streckennetzes auf ca. 10 000 Meilen beabsichtigt. Auf der wichtigsten Strecke New-York—San Francisco beträgt die Zeitersparnis eines Briefes gegenüber der Bahnbeförderung 24 bis 42 h. Die Postflugzeuge sind nur bei Tage unterwegs und arbeiten in sieben Etappen zusammen mit dem Bahndienst. Jeder Brief legt die Strecke zwischen Ost- und Westküste zum Teil auf den Schienen, zum Teil in der Luft zurück. Für den Postdienst wurden besondere Flugzeugtypen entwickelt.

Für die amerikanischen Verhältnisse ist das Luftfahrzeug im Kampf mit den Waldbränden von großem Wert. Ständige Patrouillen überfliegen die großen Waldreviere und haben im Etatsjahr 1920/21 für schätzungsweise Doll. 35 000 000 Bestände vor der Zerstörung gerettet. Auch im übrigen Forstdienst findet das Flugzeug Verwendung zum Auffinden und Abschätzen von Holzbeständen, Beurteilung der Wirkung von Baumschädlingen etc. Seeflugzeuge unterstützen die Neufundländer Seehundjäger und die Fischereiflotten bei ihrer Arbeit. Auch in dem Dienst zur Rettung aus Seenot sind sie tätig. Das Luftbild hat im amerikanischen Vermessungswesen und in der Kartographie große Verbreitung gefunden, weil viele Gebietsteile infolge ihrer Unzugänglichkeit bisher noch unvermessen oder schlecht vermessen geblieben sind. Es versteht sich von selbst, daß im Lande der Reklame das Flugzeug ein willkommenes Mittel für Veröffentlichungen aller Art bildet.

Der Entwicklung der amerikanischen Luftfahrt wirkte Organisationslosigkeit und im gewissen Sinne Direktionslosigkeit entgegen. Nicht weniger als 21 offizielle und halboffizielle Amtsstellen befaßten sich mit Luftfahrtangelegenheiten. Die mit gewissen Vorbehalten angenommene Mitgliedschaft an der Internationalen Luftfahrtkonvention konnte nicht die amerikanischen Sonderwünsche erfüllen, weil die Konvention zu sehr auf rein politischen Momenten fußt. Infolgedessen ist der Ruf nach Einheitlichkeit und nationaler gesetzlicher Regelung verständlich. Die folgenden Kapitel acht bis elf befassen sich mit dem, was der amerikanischen Luftfahrt im einzelnen nottut. Bedeutender Ausbau der Lufthäfen ist erforderlich, denn nur auf der Hauptlinie New-York—San Francisco ist eine größere Anzahl Landeplätze vorhanden, die aber in ihrer Ausrüstung noch verbessert werden müssen, um Nachtflüge zu ermöglichen. Grundsätze für die Anlage und Ausstattung von Lufthäfen werden aufgestellt, der Wert der Wettervoraussage, des FT-Verkehrs und der FT-Richtungsmesser geschildert. Das zivile Luftfahrwesen muß gehoben werden, um im Kriegsfalle als Kraftquelle für die Aufstellung einer ausreichenden Luftmacht zu dienen. Die Politik der Regierung soll verhindern, daß das englische Streben nach der Suprematie in der Luft zum Schaden der Vereinigten Staaten erfüllt wird. Alle europäischen Staaten haben nach dem englischen Beispiel Amerika als Müllhaufen zum Abladen ihrer überflüssigen Flugzeuge ausersehen. Diesem »Dumping« soll mit allen Mitteln entgegengetreten werden. Als besonders gefährlich gilt natürlich Deutschland, weil es durch die Zerstörung seiner Flugzeuge von allem alten Ballast befreit, an der Entwicklung neuer Typen weiter arbeiten und daher mit wertvollem Material zu billigen Preisen den amerikanischen Markt überfluten, und so seine eigene Industrie auf Kosten der amerikanischen kräftigen kann (!). Auf diese Weise schafft es sich die Grundlage für eine künftige starke militärische Luftmacht (!). In der Erkenntnis dieser Gefahr sei die amerikanische Presse den Junkersflugzeugen allgemein feindselig begegnet. Einige Muster, aus denen man lernen kann, will man gern annehmen, größere Mengen fremder Luftfahrzeuge aber mit allen Mitteln fernhalten. Solange nun noch kein Antidumpinggesetz besteht, bieten dazu die in Amerika gültigen Wrightpatente, die sich auf die Verwindung beziehen, eine gute Handhabe.

Kapitel zwölf gibt einen Kalender der fliegerischen Ereignisse des Jahres. Einige die Amerikaner besonders interessierende Leistungen sind eingehend beschrieben, darunter die



verschiedener Luftrennen, an denen sich die Vereinigten Staaten beteiligten, größere Leistungen einzelner Flieger und Flugzeuggeschwader, sowie von Amerikanern erzielte Rekorde.

Ein Abriß der technischen Entwicklung der Luftfahrzeuge schließt sich an. Auf die Leistungssteigerung nach rein militärischen Gesichtspunkten während des Krieges folgt das Streben nach Vereinfachung und Verbilligung. Als zu lösende Probleme gelten das Metallflugzeug, Beseitigung der Feuersgefahr, Verringerung des Leistungsbedarfs und der überkomprimierte Motor. Auf all diesen Gebieten wird zurzeit gearbeitet. Im Luftschiffwesen sollen der von England gekaufte (inzwischen zerstörte — D. Ber.) R 38 und der ZR 1 nach den Konstruktionen der amerikanischen Marine die Grundlagen für die Weiterentwicklung verschaffen.

Der Luftfahrt fremder Nationen, vor allem Kanada, Frankreich, England und Italien ist ein weiteres Kapitel gewidmet. Deutschland wird darin mit vier Zeilen abgespeist.

Ein besonderer Abschnitt bringt mit 43 ganzseitigen Skizzen die Entwicklung der amerikanischen Flugzeugtypen von den Anfängen bis zur Neuzeit.

Ein Anhang enthält auf zusammen über 100 Seiten Aufzählungen und Tätigkeitsberichte der Verbandsmitglieder, der MAC, der Aussteller auf der New-Yorker Aero-Show und der verschiedenen militärischen und zivilen Ämter unter namentlicher Nennung des Personals, ferner den Wortlaut der internationalen Konventionen, Bestimmungen und schließlich eine Tabelle der Rekorde und bemerkenswerten Leistungen.

In technischer Hinsicht bietet das Werk nicht viel Neues. Wohl aber zeigen vor allem die ersten Kapitel, welche Verwendungsmöglichkeiten im Luftfahrzeug ruhen. Die Ausführungen an Hand der Schilderungen von Erfolgen, die bereits auf allen einschlägigen Gebieten erreicht sind, wirken besonders überzeugend. Das Werk ist also eine recht gute Propagandaschrift des Verbandes amerikanischer Luftfahrtindustrieller, und wohl im wesentlichen als solche gemünzt. Unter diesem Gesichtswinkel betrachtet, werden auch einige Darstellungen verständlich, bei denen die Objektivität nicht restlos gewahrt zu sein scheint. Im übrigen dürfte das Buch den deutschen Luftfahrtinteressenten, die mit den Vereinigten Staaten zu zun haben, guten Einblick in den amerikanischen Gedankengang über die wirtschaftliche Lage auf dem Gebiet der Luftfahrt und die geschäftlichen Beziehungen zwischen hüben und drüben geben.

Bücherbesprechungen.

Nomographie ou traité des abaques. Von R. Soreau. Zwei Bände, gr. 8⁰, 503 u. 283 S., zahlreiche Abbildungen. Paris 1921. Etienne Chiron.

In dem ersten Bande bespricht der Verfasser mit großer Ausführlichkeit die verschiedenen Methoden, eine Beziehung veränderlicher Größen graphisch darzustellen, und unterstützt seine Erörterungen durch zahlreiche Beispiele. Kap. 1—7 beschäftigen sich mit Gleichungen zwischen drei Veränderlichen, Kap. 8—9 mit denen zwischen vier Veränderlichen und Kap. 10—12 mit beliebig vielen Veränderlichen. Der Wert des Buches besteht hauptsächlich in den Beispielen, die aus den verschiedensten Gebieten genommen sind. Rein mathematische Beispiele, in denen Formeln der Arithmetik, der Algebra, der Trigonometrie, der Geometrie graphisch dargestellt sind, aber auch Beispiele aus der Versicherungsrechnung, der Physik, der Chemie, der Astronomie, Nautik, Geodäsie, der technischen Mechanik, dem Bauwesen, dem Maschinenbau, der Ballistik. Denn die Beispiele geben dem Lernenden die beste Anleitung, die im Grunde sehr einfachen theoretischen Lehren fruchtbar anzuwenden.

Während der erste Band die Technik, Nomogramme herzustellen, enthält, sind die allgemeineren, sich daran knüpfenden Fragen im zweiten, weniger umfangreichen Bande erörtert.

Die Darstellung hat die oft gerühmte Klarheit und Schärfe französischer mathematischer Lehrbücher, und die große Ausführlichkeit wird der Mehrzahl der Leser willkommen sein.

C. Runge.

Die Rätsel des Vogelzuges. Ihre Lösung auf experimentellem Wege durch Aeronautik, Aviatik und Vogelberingung. Von Friedr. v. Lucanus. 8⁰, VIII, 216 S., 4 Abb., 1 Tafel. Langensalza, Hermann Beyer & Söhne, 1921. Preis einschl. Teuerungszuschlag M. 30.—.

Das vorliegende Buch hat auch außerhalb des Kreises der Ornithologen für alle diejenigen Bedeutung, welche sich über die wirklichen Leistungen unserer Lehrmeister im Fliegen unterrichten wollen. Die bisherigen Angaben über Zugstraßen, Flughöhe und Geschwindigkeit der Vögel widersprechen sich vielfach oder sind stark übertrieben; Oberstleutnant von Lucanus hat sich daher ein großes Verdienst erworben, daß er mit wissenschaftlicher Kritik und auf Grund zahlreicher neuerer, zum großen Teil auch eigener Beobachtungen alles Wissenswerte über den Vogelzug in diesem Buche zusammengefaßt hat. Die Grundlage für die neuen Ergebnisse lieferten einerseits Beobachtungen auf der Vogelwarte Rossitten, im Ballon und im Flugzeug, anderseits die Erbeutung von Vögeln, welche durch Fußringe gekennzeichnet waren.

Nach einem geschichtlichen Rückblick werden folgende Kapitel behandelt: Die Vogelberingung; Zug der einzelnen Vogelarten nach den Ergebnissen des Ringversuches; Entstehung und Ursache des Zuges; Richtungen des Zuges und das Zugstraßenproblem; Orientierung der Zugvögel; Beziehungen zwischen Witterung und Vogelzug; Höhe des Zuges; Schnelligkeit des Zuges; Rückkehr im Frühjahr; besondere Gewohnheiten der Zugvögel; die Vogelwarte Rossitten der Deutschen Ornithologischen Gesellschaft; kurze Zusammenfassung der Ergebnisse.

Aus dem Inhalt ist hervorzuheben, daß der Herbstzug der europäischen Zugvögel hauptsächlich in westlicher und südwestlicher Richtung verläuft; für gewisse Vogelarten gibt es auch bestimmte Zugstraßen, die zwar mehrere hundert Kilometer breit, aber doch schmaler als der Brutraum sind. Die Vögel erreichen ihre Winterquartiere meist nicht auf dem kürzesten Wege; sie bevorzugen Küstengegenden und Flußniederungen, vermeiden aber Gebirge. Nur wenige gute Flieger (Schwalbe, Lachmöve) überfliegen die Alpen, jedoch stets auf den niedrigsten Pässen. Die Zugbewegungen stehen nicht mit meteorologischen Erscheinungen ausschlaggebend und gesetzmäßig in Verbindung; lediglich der im Vogelkörper entstehende Zugtrieb ist maßgebend. Nebel ist auch für den Vogel der ärgste Feind. Direkte Messungen von unten Beobachtungen von Luftschiffern und Fliegern sowie experimentelle Ermittlung der Entfernung, bis zu welcher Vögel sichtbar sind, führen zu dem Schluß, daß etwa 2500 m die Maximalhöhe des Vogelfluges ist, 1000 m werden selten überschritten; im allgemeinen bleibt der Vogel unter 100 m. Die maximale Eigengeschwindigkeit schnell fliegender Vögel beträgt ungefähr 25 m/s (90 km/h). Aus eigenem Antriebe werden solche Gewaltleistungen nur kurze Zeit ausgeführt; durchschnittlich beträgt die tägliche Flugleistung 6 bis 8 Stunden bei einer Stundengeschwindigkeit von etwa 70 km. Von guten Fliegern werden täglich etwa 500 km zurückgelegt, von schwerfälligen (z. B Störchen) höchstens 400 km. Verf. bespricht u. a. auch die Zugformationen der Vögel; er glaubt, daß für die Keilform aerodynamische Gründe, wie sie z. B. Wieselsberger (diese Zeitschr. Jahrg. 5, S. 225) hervorgehoben hat, nicht ausschlaggebend sind, da auch gute Flieger, für welche die Keilform aerodynamisch keine besonderen Vorzüge bietet, sie benutzen. Das Bestreben in breiter Front mit freiem Blick zu fliegen, hält er für den wahren Grund der Keilform.

R. Süring.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Am 3. April 1922 findet anläßlich des zehnjähr. Stiftungsfestes der WGL ein erweiterter Sprechabend statt. Es werden zwei Vorträge gehalten, an die sich die Aussprache anschließt; sodann findet ein Essen statt. Es wird gebeten, Anmeldungen für Vorträge bis zum 28. Februar 1922 an die Geschäftsstelle der WGL, Berlin W 35, Blumeshof 17 pt., gelangen zu lassen.

2. Vom 18. bis 21. Juni soll voraussichtlich die X. Ordentliche Mitglieder-Versammlung der WGL in Bremen tagen. Auch hierzu wird gebeten, bereits jetzt schon, spätestens aber bis zum 31. März 1922 Anträge zwecks Haltung von Vorträgen zu stellen.

3. Wir bitten unsere Mitglieder ergebenst, sofern der Beitrag für 1922 noch nicht bezahlt ist, diesen auf unser Postscheckkonto Berlin 228 44 einzuzahlen. Er beträgt für ordentliche Mitglieder M. 80.—, für außerordentliche M. 240.—.

4. Das neue Jahrbuch der WGL (Tagung in München) ist als 6. Beiheft erschienen und wird sämtlichen Mitgliedern kostenlos zugesandt.

Der Geschäftsführer:
Krupp.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt
Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt



Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G. m. b. H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

4. Heft | **28. Februar 1922** | **13. Jahrgang**

INHALT:

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zum Preise von M. 14.— (ab 1. April 1922 zum Preise von M. 16.—) vierteljährlich bezogen werden. Lieferungen nach dem Ausland werden unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien (Fr. 24.—), England (sh. 12.—), Dänemark (Kr. 10.—), Frankreich (Fr. 24.—), Japan (Jen 3.—), Italien (Lire 35.—) Luxemburg (Fr. 24.—), Niederlande (fl. 7.—), Norwegen (Kr. 11.—), Schweden (Kr. 10.—), Spanien (Pes. 15.—), Schweiz (Fr. 14.—), V. St. A. (Doll. 3.—).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 1.— für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf 80 Pf. für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand,** die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

4. Heft 28. Februar 1922 13. Jahrgang

Ausschreibung.

Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1922.

§ 1. Veranstalter, Zeit und Ort des Wettbewerbes, Geschäftsstelle.

Der **Deutsche Modell- und Segelflugverband (E. V.)** und die **Südwest-Gruppe des Deutschen Luftfahrer-Verbandes (E. V.)** veranstalten vom 9. bis 24. August 1922 einen Segelflug-Wettbewerb auf den Hängen und benachbarten Höhen der Wasserkuppe in der Rhön. Eine Verlängerung des Wettbewerbes bis spätestens 31. August 1922 behalten sich die Veranstalter vor.

Die Geschäftsstelle der Veranstaltung ist in Frankfurt a. M. Bahnhofsplatz 8, vom 6. August bis 4. September 1922 in Gersfeld (Rhön), danach wiederum in Frankfurt a. M.

§ 2. Art, Name und Ehrenschutz des Wettbewerbes.

Die Veranstaltung bewertet die Ausnutzung natürlicher Windenergie beim Fluge ohne motorischen Antrieb.

Sie führt den Namen

»Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1922«

und steht unter dem Ehrenschutz der

Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, E. V. (WGL).

§ 3. Flugzeuge.

Zum Wettbewerb sind Flugzeuge ohne motorischen Antrieb zugelassen. Es werden unterschieden:

a) Gleitflugzeuge und
b) Segelflugzeuge.

a) Flugzeuge, für welche als Mindestleistung ein Flug mit glatter Landung von 0,3 km Länge oder 30 s Dauer nachgewiesen wird, gelten als Gleitflugzeuge.

b) Durch Ruderlegen gesteuerte Flugzeuge, für die als Mindestleistung zwei Flüge von je mindestens 0,6 km Länge oder je mindestens 60 s Dauer bei einer mittleren Sinkgeschwindigkeit von höchstens 1,5 m/s nachgewiesen werden, gelten als Segelflugzeuge.

Der Nachweis der Mindestleistung ist durch eine Bescheinigung zu erbringen, welche von einem durch die Veranstalter hierzu ermächtigten Prüfer ausgestellt wird.

Vorrichtungen zur Ausnutzung der Muskelkraft der Insassen gelten nicht als motorischer Antrieb. Jede Abflugsart vom Boden, auch solche mit fremden Hilfsmitteln, ist zulässig.

Die Verwendung von Werkstoffen, die unter § 202 des Friedensvertrages fallen, ist untersagt.

§ 4. Meldung.

Die Meldung hat bis zum 14. Juli 1922, 12 Uhr mittags, bei der Geschäftsstelle auf dem vorgeschriebenen, von dieser erhältlichen Meldevordruck durch den Eigentümer oder dessen bevollmächtigten Vertreter zu geschehen.

Das Nenngeld von M. 200 für jedes Flugzeug muß bis Meldeschluß bei der Geschäftsstelle oder deren Bankkonto, Direktion der Diskonto-Depositenkasse, Frankfurt a. M., Bahnhofsplatz 10, Konto »Rhön-Segelflug«, eingetroffen sein. Die Hälfte des Nenngeldes wird nach Zulassung der Flugzeuge (vgl. § 5) zurückbezahlt.

Nachmeldungen sind bis zum 30. Juli 1922, 12 Uhr mittags, zulässig. Sie unterliegen außer dem Nenngeld einer Nachmeldegebühr von M. 200 für jedes Flugzeug. Die Nachmeldegebühr wird nicht zurückgezahlt.

Die einbehaltenen Beträge der Nenngelder und der Nachmeldegebühren sind für Preise zur Verfügung des Preisgerichts (vgl. § 7 D) bestimmt.

Auf schriftlichen mit der Meldung gestellten, begründeten Antrag kann auf Beschluß der Oberleitung (vgl. § 8) das ganze Nenngeld zurückgezahlt werden, sowie die Erstattung der Unterhaltungskosten (vgl. § 13) ganz oder teilweise erlassen werden.

Sämtliche am Wettbewerb beteiligten Personen müssen sich zur Anerkennung der Ausschreibung und späterer, von den Veranstaltern oder deren Beauftragten zu erlassenden Bestimmungen bei Abgabe der Meldung verpflichten. Sie haben gleichzeitig auf etwaige Entschädigungsansprüche aller Art gegen die Veranstalter und ihre Beauftragten schriftlich zu verzichten. Für minderjährige oder unter Vormundschaft stehende Personen hat der Verzicht seitens des gesetzlichen Vertreters zu erfolgen. Der Rechtsweg ist auch für den Fall auf seiten der Veranstalter oder ihrer Beauftragten vorliegender Fahrlässigkeit ausgeschlossen.

§ 5. Baufestigkeits- und Zulassungsprüfung.

Die Baufestigkeit der Flugzeuge ist durch eine Bescheinigung, ausgestellt durch einen von der WGL (Geschäftsstelle Berlin W 35, Blumeshof 17 pt.) hierzu ermächtigten Prüfer nachzuweisen. Die Prüfung hat am Bauort zu erfolgen. Nur Flugzeuge mit erbrachtem Nachweis der Baufestigkeit finden in den von den Veranstaltern errichteten Unterkunftsräumen Aufnahme. Sie müssen daselbst bis spätestens 6. August 1922, 12 Uhr mittags, eingetroffen sein.

Die Flugzeuge sind am 7. und 8. August 1922 dem Technischen Ausschuß (vgl. § 11) zur Zulassungsprüfung vorzuführen. Die Unterlagen zu dieser Prüfung, nämlich

a) eine Baubeschreibung nach der bei der Geschäftsstelle erhältlichen Vorlage, in doppelter Ausfertigung,

b) ein Satz unaufgezogener und auf der Rückseite gekennzeichneter Lichtbilder, welche das Flugzeug in seinen Hauptansichten darstellen, in doppelter Ausfertigung,

c) die Bescheinigung über den erbrachten Nachweis der Baufestigkeit,

sind bei der Geschäftsstelle bis spätestens 30. Juli 1922, 12 Uhr mittags, einzureichen. Falls Beanstandungen nicht erhoben werden und nach Eingang der

d) Bescheinigung über den erbrachten Nachweis der Mindestleistung (§ 3)

bei der Geschäftsstelle bis spätestens 19. August 1922, 12 Uhr mittags, wird die Zulassung des Flugzeuges zur Gattung Gleitflugzeuge oder Segelflugzeuge ausgesprochen und bescheinigt. Das Flugzeug erhält ein Kennzeichen.

(Ein zunächst als »Gleitflugzeug« zugelassenes Flugzeug kann bis zum 19. August in die Gattung der »Segelflugzeuge« aufrücken.)

Die Unterlagen a) und b) sollen Berichten über den Wettbewerb als Grundlage dienen. Eine geteilte oder vollständige Nichtveröffentlichung derselben ist besonders bei ihrer Übergabe zu beantragen.

Beschädigungen oder Abänderungen des zugelassenen Flugzeuges während des Wettbewerbes sind dem Technischen Ausschuß zu melden. Dieser kann die Zulassung aufheben und eine erneute Flugzeugprüfung anordnen.

Der Technische Ausschuß ist berechtigt, eine gegebene Zulassung zum Wettbewerb in Fällen offenbarer Luftuntüchtigkeit aufzuheben.

§ 6. Führer.

Die Flugzeuge dürfen nur von zugelassenen und für sie gemeldeten Führern geflogen werden.

Mehrere Führer dürfen für dasselbe Flugzeug gemeldet werden.

Die Führerzulassung für die Gattung »Gleitflugzeuge« (vgl. § 3, a) erfolgt, wenn entweder

das Führerzeugnis des Deutschen Modell- und Segelflugverbandes (E. V.) vorgelegt wird,

oder wenn

ein Flug mit glatter Landung von mindestens 0,3 km Länge oder 30 s Dauer durch eine Bescheinigung, ausgestellt von einem von den Veranstaltern zu ermächtigenden Prüfer nachgewiesen wird.

Die Führerzulassung für die Gattung »Segelflugzeuge« erfolgt, wenn auf einem Segelflugzeug (vgl. § 3, b) zwei Flüge mit glatter Landung von je mindestens 0,6 km Länge oder je mindestens 60 s Dauer bei einer mittleren Sinkgeschwindigkeit von höchstens 1,5 m/s auf dieselbe Weise nachgewiesen werden.

Die Führerprüfung kann mit der Flugzeugprüfung auf Mindestleistung (vgl. § 3) verbunden werden.

Die Nennung der Führer und die Übergabe der Führerprüfungs-Bescheinigungen muß bis spätestens 19. August 1922, 12 Uhr mittags, bei der Geschäftsstelle erfolgt sein.

§ 7. Preise.

Folgende Preise werden ausgeschrieben:

A. Gruppe, offen für Segelflugzeuge.

I. Großer Rhön-Segelpreis 1922. Betrag M. 50000.

Der Preis wird demjenigen Bewerber zugesprochen, welcher auf einem einzigen Fluge die größte Flugdauer, mindestens jedoch 10 min bei einer mittleren Sinkgeschwindigkeit von höchstens 0,20 m/s erzielt.

Flugdauer und Sinkgeschwindigkeit können auch durch einen vom Technischen Ausschuß zugelassenen Barographen nachgewiesen werden.

Beispiel:

Der Führer A hat mit dem Segeleindecker »Möve« auf einem einzigen Flug eine Dauer von 14 min 32 s erreicht und ist 166 m tiefer als Abflugstelle gelandet. Seine mittlere Sinkgeschwindigkeit beträgt 0,19 m/s. Der Flug kommt mithin für die Preiszuerkennung in Frage. Der Führer B hingegen hat mit dem Segeldoppeldecker »Pelikan« auf einem einzigen Flug eine Dauer von 32 min 17 s erzielt, mußte aber 426 m tiefer als seine Abflugstelle sein Flugzeug zu Boden setzen. Da seine mittlere Sinkgeschwindigkeit 0,22 m/s beträgt und damit das Höchstmaß von 0,20 m/s überschreitet, ist dieser Flug trotz größerer Dauer für die Preiszuerkennung auszuschließen.

II. Preise für die kleinste mittlere Sinkgeschwindigkeit bei einem Fluge von mindestens 100 s Dauer. Für je 100 s Flugdauer wird je 0,01 m/s Sinkgeschwindigkeit vergütet. Gesamtbetrag M. 30000, und zwar:

1. Preis M. 15000, 2. Preis M. 9000,
3. Preis M. 6000.

III. Preise für die größte Flugstrecke:

Gesamtbetrag M. 22000, und zwar:

1. Preis M. 12000.[1] 2. Preis M. 6000,
3. Preis M. 4000.

Zusatz: Preise der Gruppe A können nicht gleichzeitig mit Preisen der Gruppe B gewonnen werden.

B. Gruppe, offen für Gleitflugzeuge, welche durch Ruderlegen gesteuert werden.

I. Preise für die größte Gesamtflugdauer, welche mit demselben Flugzeug und bei verschiedenen Flügen mit glatter Landung erzielt worden ist. Gesamtbetrag M. 22000, und zwar:

Abteilung »a«, offen für Flüge von mindestens 30 s Dauer. Gesamtbetrag M. 15000, und zwar:

1. Preis M. 6000 2. Preis M. 4000,
3. Preis M. 3000, 4. Preis M. 2000.

Abteilung »b«, offen für Flüge von mindestens 15 s Dauer durch Führer, welche das Führerzeugnis für ein Flugzeug mit motorischem Antrieb nicht besitzen. Gesamtbetrag M. 7000, und zwar:

1. Preis M. 4000, 2. Preis M. 3000.

Zusatz: Preise der Abteilungen »a« und »b« können nicht gleichzeitig gewonnen werden.

[1]) »Lilienthal-Preis«, gestiftet von der Luftbild G. m. b. H. Berlin—München.

II. Preise für die größte Flugstrecke, Gesamtbetrag M. 18000, und zwar:

Abteilung »a«, Gesamtbetrag M. 15000, und zwar:

1. Preis M. 6000, 2. Preis M. 4000,
3. Preis M. 3000, 4. Preis M. 2000.

Abteilung »b«, offen für Flüge durch Führer, welche das Führerzeugnis für ein Flugzeug mit motorischem Antrieb nicht besitzen.

Preis M. 3000.

Zusatz: Preise der Abteilungen »a« und »b« können nicht gleichzeitig gewonnen werden.

C. Gruppe, offen für Gleitflugzeuge, welche durch Verlegen des Körpergewichtes gesteuert werden.

Preise für die größte Gesamtflugdauer, welche mit demselben Führer auf verschiedenen Flugzeugen bei verschiedenen Flügen von mindestens 15 s Dauer mit glatter Landung erzielt worden ist. Gesamtbetrag M. 12000, und zwar:

1. Preis M. 5000. 2. Preis M. 3000.
3. Preis M. 2500. 4. Preis M. 1500.

D. Gruppe zur Verfügung des Preisgerichts, offen für Segelflugzeuge und Gleitflugzeuge, welche durch Ruderlegen oder durch Verlegung des Körpergewichts gesteuert werden.

Gesamtbetrag M. 18000.

§ 8. Oberleitung.

Die Veranstalter übertragen ihre Befugnisse während des Wettbewerbs und den beiden diesem folgenden Tage an die Oberleitung.

Die Oberleitung steht an der Spitze der Veranstaltung, sie übt während des Wettbewerbs die Rechte und Pflichten der Veranstalter aus, regelt die Besetzung oder die Ergänzung der Ausschüsse und vermittelt zwischen diesen.

§ 9. Preisgericht.

Das Preisgericht urteilt auf Grund der von der Sportleitung und dem Technischen Ausschuß (vgl. § 10, § 11) gesammelten Flug- und Prüfergebnisse mit einfacher Stimmenmehrheit der anwesenden Mitglieder. Bei Stimmengleichheit entscheidet die Stimme des Vorsitzenden.

Die Entscheidungen des Preisgerichts sind endgültig.

Das Preisgericht ist befugt, nichtgewonnene Preise für kommende Veranstaltungen zurückzustellen.

§ 10. Sportleitung. Sportgehilfen.

Die Sportleitung sorgt für die sportliche Durchführung des Wettbewerbs. Der jeweilige »Sportleiter vom Dienst« trägt die Verantwortung für den sportlichen Wettbewerbsverlauf. Seinen Anordnungen ist unbedingt Folge zu leisten. Dem »Sportleiter vom Dienst« stehen »Sportgehilfen« und der »Meßtrupp« (vgl. § 11, Abs. 3) zur Seite. Die Sportleitung gibt eine Flugordnung und in Gemeinschaft mit dem Technischen Ausschuß eine Flugprüfungsordnung durch Aushang im Fliegerlager bekannt.

Die Flug- und Prüfergebnisse werden von der Sportleitung und dem Technischen Ausschuß fortlaufend durch Aushang bekanntgegeben.

Einsprüche hiergegen sind bis 24 Stunden nach Aushang im Fliegerlager der Geschäftsstelle schriftlich vorzulegen.

§ 11. Technischer Ausschuß. Meßtrupp.

Der Technische Ausschuß führt die Flugzeugszulassungsprüfung (vgl. § 5) durch und entscheidet bei Beschädigung von Flugzeugen und bei offenbarer Luftuntüchtigkeit (vgl. § 5 letzter Absatz) über deren weitere Zulassung zum Wettbewerb endgültig.

Der Technische Ausschuß gibt in Gemeinschaft mit der Sportleitung (vgl. § 10) eine Flugprüfungsordnung durch Aushang im Fliegerlager bekannt und entscheidet in besonderen Fällen über das anzuwendende Meßverfahren.

Der Meßtrupp mißt gemäß der Flugprüfungsordnung Flugstrecken, Höhenunterschiede und Flugzeiten.



§ 12. Werkstattausschuß.

Dem Werkstattausschuß untersteht die gemeinschaftliche Werkstätte, die Verwaltung des Werkstattlagers und in Gemeinschaft mit dem Wirtschaftsausschuß (vgl. § 13) die Überwachung der Fliegerlagerbauten. Der Werkstattausschuß gibt eine Werkstattordnung durch Aushang im Fliegerlager bekannt.

§ 13. Wirtschaftsausschuß.

Der Wirtschaftsausschuß sorgt im Rahmen der gegebenen Hilfsmittel gegen Kostenberechnung für Unterkunft der Flugzeuge und ihrer Bedienung, sowie für Verpflegung.

Der Wirtschaftsausschuß regelt den Verkehr zwischen Gersfeld und dem Fliegerlager und ist für alle wirtschaftlichen Fragen zuständig.

Der Wirtschaftsausschuß gibt eine Fliegerlagerordnung durch Aushang im Fliegerlager bekannt.

§ 14. Verschiedenes.

Die Zusammensetzung des Preisgerichts, der Oberleitung, der Sportleitung, des Technischen Ausschusses, des Werkstattausschusses und des Wirtschaftsausschusses, die Durchführungsbestimmungen und andere notwendigen Verordnungen der Veranstalter werden in späteren Bekanntmachungen veröffentlicht.

Die Veranstalter behalten sich das Recht vor, in Fällen höherer Gewalt Abänderungen und Ergänzungen dieser Ausschreibung zu beschließen und allgemein den Bestimmungen dieser Ausschreibung Auslegung zu geben.

Frankfurt a. M., den 21. Februar 1922.

Deutscher Modell- und Segelflugverband.
Dr. Georgii.

Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrer-Verbandes.
Dr. e. h. Kotzenberg.

Bekanntmachung I.

Zum Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1922.

Die Ausschreibung des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1922 sieht in § 3, § 5 und § 6 nachstehende Prüfungen vor, welche dem Wettbewerb voranzugehen haben:

1. Prüfung des Flugzeugs auf Baufestigkeit durch einen von der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt (WGL), Berlin W 35, Blumeshof 17, hierzu zu ermächtigenden Prüfer,
2. Prüfung des Flugzeugs auf Mindestleistung durch einen von den Veranstaltern hierzu zu ermächtigenden Prüfer,
3. Prüfung des Führers durch einen von den Veranstaltern hierzu zu ermächtigenden Prüfer.

Es ist Sache des Bewerbers, der WGL bzw. den Veranstaltern fachkundige Prüfer vorzuschlagen oder die WGL bzw. die Veranstalter um Namhaftmachung eines ermächtigten Prüfers zu bitten. Vorgeschlagene Prüfer sind erst dann berechtigt, Prüfungen durchzuführen, wenn sie hierzu von der WGL bzw. den Veranstaltern ermächtigt sind.

Die Bewerber tun gut daran, sich sofort, nachdem die Absicht der Teilnahme am Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1922 gefaßt ist, um die zuständigen Prüfer zu bemühen, da sowohl die WGL als auch die Veranstalter es ablehnen müssen, in letzter Stunde für die Ermächtigung eines Prüfers zu sorgen.

Die Prüfer versehen ihre Tätigkeit ehrenamtlich, doch sind ihnen Unkosten für Reise und Aufenthalt von den Bewerbern angemessen zu ersetzen.

Frankfurt a. M., den 21. Februar 1922.

Die Geschäftsstelle des
Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1922.

„Zur Ausschreibung des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1922."

1. Den erfolgreichen Rhön-Segelflug-Wettbewerbern der Jahre 1920 und 1921 soll in diesem Jahre ein weiterer folgen. Die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt hat wiederum den Ehrenschutz des Wettbewerbes übernommen, der vom Deutschen Modell- und Segelflug-Verband und der Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrer-Verbandes, beide in Frankfurt a. M., durchgeführt werden wird.

Die Ausschreibung steckt neue Ziele. Der Förderung des Segelfluges soll insbesondere der Wettbewerb um den großen Rhön-Segelpreis 1922 dienen. Der große Rhön-Segelpreis des Vorjahres ist nicht ausgeflogen worden. Die Bedingungen für Flugdauer und Landung waren nicht glücklich gewählt. Nachdem aber die Flugleistungen, welche nach Beendigung des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1921 erzielt worden sind, die im großen Rhön-Segelpreis 1921 verlangte Leistung verhältnismäßig überboten hatten, war es notwendig, den großen Rhön-Segelpreis 1922 in bezug auf Mindestflugdauer zu verschärfen, jedoch bezüglich der Landebedingungen durch Aufstellung der Forderung einer Mindestsinkgeschwindigkeit von 0,20 m/s etwas zu mildern. Bei einem Flug von 10 min Dauer darf also das Flugzeug nicht tiefer als 120 m von der Abflugstelle landen. Je länger der Flug jedoch dauert, desto tiefer darf die Landesstelle gewählt werden. Diese Bedingung entspricht den Landeverhältnissen an den Steilabhängen der Rhön, wo oben wohl gute Abflugs-, aber schlechte Landegelegenheiten zu finden sind. Die Mindestsinkgeschwindigkeit ist so klein gewählt, daß der Leistungsgewinn durch Höhenverlust gegenüber dem Leistungsgewinn aus der freien Luftströmung, auf den es bei der Bewertung von Segelflugleistungen allein ankommt, unbedeutend genannt werden kann. Wenn auch das Überfliegen der Abflugstelle nach längerer Flugzeit sicher eine größere Flugleistung bedeutet, so stehen die Segelflugleistungen bei sehr gering bemessener Sinkgeschwindigkeit diesen Flugleistungen nur wenig nach.

Die Preise für die kleinste mittlere Sinkgeschwindigkeit sollen ebenfalls zu guten Segelflugleistungen anspornen. Die Preise für die größte Flugstrecke sind bei der Bemessung der Preise geringer bedacht, da Wert darauf gelegt wurde, daß die Flugdauer das besondere Kennzeichen einer Segelflugleistung ist, und daß der Überwindung einer größeren Flugstrecke diese Bedeutung nicht zukommt.

Eine Unterscheidung in Segelflugzeuge und Gleitflugzeuge wird zum ersten Male versucht. Die Veranstalter sind sich wohl bewußt, daß eine Kennzeichnung, welche nur auf Grund von Mindestflugleistungen, die bei der Zulassungsprüfung der Flugzeuge verlangt werden, streng genommen vollauf unzureichend ist. Die Bezeichnung »Segelflugzeug« und »Gleitflugzeug« soll nur beim Wettbewerb Geltung haben und einer späteren, genaueren Festlegung nicht vorgreifen.

Die Baufestigkeitsprüfung, welche eine Hauptbedingung für die Zulassung der Flugzeuge zum Wettbewerb und ihre Unterbringung in von den Veranstaltern gestellten Flugzeughallen ist, soll am Ort der Herstellung des Flugzeuges stattfinden. Die Veranstalter hoffen auf diese Weise unzulängliche Bauten vom Wettbewerb fernzuhalten und nur solche Flugzeuge im Wettbewerb zu sehen, gegen welche Festigkeitsbedenken nicht erhoben zu werden brauchen.

Die Bedingungen für die Zulassung von Führern für Gleitflugzeuge sind geringer und diejenigen für Führer von Segelflugzeugen höher gehalten. Eine Verschärfung der Führerzulassungsbedingungen war notwendig, da Segelflüge an Steilabhängen der Rhön nur von solchen Führern vorgenommen werden dürfen, welche schon eine gewisse Flugerfahrung besitzen.

Die äußere Gestaltung des Wettbewerbes ist der Oberleitung und verschiedenen Ausschüssen anvertraut. Man darf hoffen, daß die Erfahrungen der vergangenen Wettbewerbe nutzbringend verwertet werden können.

Möge der allgemeine Wunsch eines guten Gelingens des Segelflug-Wettbewerbes in der Rhön weite deutsche Kreise beseelen und mögen diese durch rechtzeitige und reichliche Überweisungen von Stiftungen (welche an das Konto »Rhön-Segelflug« bei der Direktion der Disconto-Gesellschaft Depo-

sitenkasse, Frankfurt a. M., Bahnhofsplatz 10, zu überweisen sind) zur erfolgreichen Durchführung des Wettbewerbes beitragen.
W. Hoff.

2. Bei der vorliegenden Ausschreibung fällt es besonders auf, daß die Preiszuerkennung diesmal in drei besonderen Gruppen stattfinden soll. Schon der vorjährige Wettbewerb zeigte die dringende Notwendigkeit, Flugzeuge — die durch Verlegen des Körpergewichtes gesteuert werden — getrennt zu werten. Bei dieser Preisgruppe könnten im übrigen Preise für die größte Flugstrecke zu Flügen verleiten, die bei der verhältnismäßig primitiven Steuerung als waghalsig bezeichnet werden müßten. Solche Preise wurden daher weggelassen.

Aber auch die durch Ruderlegen gesteuerten Flugzeuge werden nochmals in zwei Gruppen unterteilt. Zur schnellen Unterscheidung wurden dafür die Bezeichnungen »Segelflugzeuge« und »Gleitflugzeuge« gewählt.

Das motorlose Flugzeug soll als Sportmittel weiteren Kreisen unseres Volkes zugänglich gemacht werden. Es eröffnet sich hier eine Möglichkeit, Luftsport verhältnismäßig billig zu betreiben. Beim diesjährigen Wettbewerb soll daher unsere Jugend so zahlreich wie möglich am Start erscheinen. Das kann und wird sie aber nur, wenn auch für weniger Erfahrene die Möglichkeit besteht, angemessene Preise nach Hause zu bringen. Diese Preise sollen ihr nicht durch einzelne Flugzeuge entrissen werden, die unter besonderen Verhältnissen konstruiert und daher besonders leistungsfähig sind.

Den obigen Überlegungen wird dadurch noch weiter Rechnung getragen, daß eine besondere Untergruppe für solche Führer vorgesehen ist, die nicht das Führerzeugnis für Flugzeuge mit motorischem Antrieb besitzen. Es liegt auf der Hand, daß diese Führer von vornherein ausgebildeten Flugzeugführern unterlegen sein müssen, und daß sie daher eine besondere Wertung verdienen.

Bei einer solchen Gruppeneinteilung werden sich einzelne Härten in der Preiszuerkennung unter Umständen nicht vermeiden lassen; mit Hilfe der zur Verfügung des Preisgerichtes stehenden Preise wird ein Ausgleich gefunden werden können.

Die beiden Gruppen der sogenannten Gleitflugzeuge sollen also weniger Forschungszwecken dienen — aus diesem Grunde sind Preise für die kleinste Sinkgeschwindigkeit nicht ausgesetzt —; der Betätigungsdrang einer sport- und flugbegeisterten Jugend soll gestillt werden. Dem Rufe zum Wettbewerb werden hoffentlich recht viele Bewerber Folge leisten — aber nur Bewerber mit ernstem sportlichen Wollen. Unnötigerweise sollten die an sich schon stark belasteten Anlagen in der Rhön nicht in Anspruch genommen werden.

Kurt Student.

Preis des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G. m. b. H. für motorlosen Segelflug.

1. Preishöhe: Ein ungeteilter Preis von M. 100000.
2. Dauer der Wettbewerbszeit: 1. April bis 31. Okt. (einschl.) 1922.
3. Ort: Jedes Gelände in Deutschland.
4. Zugelassen sind:
   A. Jeder Deutsche im Besitz der bürgerlichen Ehrenrechte.
   B. Jeder in Deutschland von Deutschen hergestellte motorlose Apparat.

Eine Nennung und die Zahlung eines Nenngeldes kommen nicht in Frage.

5. Bedingungen: Nach dem Verlassen des Bodens oder des Wassers, gegebenenfalls nach Unterbrechung einer Fesselverbindung mit der Erde oder dem Wasser muß der bemannte Apparat nach einem ununterbrochenen Fluge von mindestens 40 min die Abflugstelle gegen den Wind zwischen zwei Marken, die 100 m voneinander entfernt quer zum Wind rittlings der Abflugslinie angebracht sind, überfliegen und ohne Zwischenlandung anschließend einen Flug von mindestens 5 km Luftlinie (in der Geraden gemessen von der Mitte der Startlinie zum Landungspunkt auf einer Karte im Maßstabe von mindestens 1:25000) ausführen.

Derjenige Bewerber erhält den Preis, dessen Flug insgesamt am längsten dauert.

6. Beurkundungen: Beweis für die vollbrachte Leistung ist zu erbringen durch eidesstattliche Versicherungen, abgegeben von zwei Sportzeugen, die schriftlicher vorheriger Anerkennung seitens des »Aero-Clubs von Deutschland« bedürfen.

Das Beweismaterial hat zu bestehen aus:

a) Zwei Photographien des Apparates von verschiedenen Seiten mit Identitätsbescheinigungen durch die Sportzeugen.
b) Einem Kartenausschnitt mit Eintragung des Flugwegs und der Flugzeit; im besonderen muß ersichtlich sein der Abflugspunkt und der Landungspunkt.
c) Einem Bericht der beiden Sportzeugen.
d) Einer Apparatbeschreibung durch den Eigentümer, Besitzer oder Erbauer des Apparates nebst Zusammenstellungszeichnungen in drei Projektionen (Maßstab 1:10).
e) Einer Eigentumserklärung des Eigentümers des Apparates mit Angabe seiner Adresse.

Die Angaben zu a—e müssen innerhalb 10 Tagen nach jedem eventl. zu wertenden Fluge an den »Aero-Club von Deutschland« eingesandt werden. Einsendung von Berichten von die Bedingungen nicht erfüllenden Flügen ist anheimgestellt.

Das Beweismaterial zu 6. a—d geht unter Wahrung der gewerblichen Schutzrechte des Bewerbers in den Besitz des »Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller« mit dem Rechte der Veröffentlichung über.

7. Die Auszahlung des Preises erfolgt an den Eigentümer des Apparates.

8. Über die Preiszuteilung entscheidet ein von der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt« zu bildendes Preisgericht, das aus mindestens 7 Mitgliedern bestehen muß; die Entscheidung wird tunlichst vor Ablauf des Jahres 1922 gefällt.

9. Gegen die Entscheidung des Preisgerichts gibt es eine Berufung. Eine solche muß innerhalb 10 Tagen, nachdem die Entscheidung des Preisgerichts durch eingeschriebenen Brief zur Post gegeben war, dem Aero-Club zugegangen sein, der alsdann ein Schiedsgericht bildet, das aus 2 von der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt und 2 vom Aero-Club von Deutschland bestellten Mitgliedern besteht, die einen fünften Herrn als Vorsitzenden wählen.

10. Falls kein Bewerber die Bedingungen erfüllt, kann das Preisgericht Trostpreise von insgesamt höchstens M. 20000 zusprechen. Der verbleibende Rest fällt an den »Verband Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller« zurück zur künftigen Verwendung für Wettbewerbe.

11. Der »Verband Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller«, die »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt« und der »Aero-Club von Deutschland« lehnen jede Haftung für sich, und die Preis- und Schiedsrichter, gegenüber dem Eigentümer, dem Besitzer, dem Führer des Apparates, den Sportzeugen und anderen Personen ab.

Im Einvernehmen mit dem »Aero-Club von Deutschland« und der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt«:

Verband Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G. m. b. H.
gez. F. Kasinger.

Anmerkung: Aller Schriftverkehr hat mit dem »Aero-Club von Deutschland« (Berlin W 35, Blumeshof 17) stattzufinden.



Aussprache über das Segelflugproblem.

Zu den bisherigen Ausführungen über den Segelflug von Prof. Ahlborn und Dipl.-Ing. W. Klemperer sind uns eine Reihe von Äußerungen zugegangen, die wir hier folgen lassen.

Schriftltg.

1. Zur Erklärung des Segelfluges nimmt man verschiedene Theorien zu Hilfe, die eine, welche nur die vertikalen Komponenten des Windes herausgreift (Knoller, Betz) und eine zweite, welche nur die horizontalen Komponenten berücksichtigt (v. Karmán, Klemperer). In Wirklichkeit treten aber im Winde beide Komponenten zugleich bei Wirbeln von verschiedenster Drehachse und Ausdehnung auf (Ahlborn). Es werden also die Anweisungen beider Theorien für die Ausnützung der Böen einzeln nicht genügen, sondern sich ergänzen müssen. Damit ist aber die Hauptschwierigkeit des Problems noch gar nicht berührt. Diese besteht darin, daß der Führer sich rechtzeitig über den Charakter einer Bö im klaren sein muß. Mittels eines Böenfühlers oder mehrerer gleichzeitig zu beobachtender Instrumente kann man nur mit Zeitverlust, der Energieverlust bedeutet, erkennen; dieses Verfahren würde auch den Führer zu sehr in Anspruch nehmen. Macht man dagegen die Flügel elastisch verbiegbar oder verdrehbar, so setzt man sich der Gefahr aus, die Steuerfähigkeit der Maschine zu sehr herabzusetzen (siehe Flugzeug von Zeise, Altona). Man müßte also für energische Steuerbewegungen die Elastizität der Flügel vermindern oder ausschalten können oder sie an sich so gering halten, daß sie beiden Anforderungen (der Nachgiebigkeit in Böen und der starken Steuerwirkung) annähernd gerecht wird. Den einen Nachteil haben aber die elastischen Flügel mit den starren gemeinsam, daß der Führer immer nur summarisch durch die Windwirkung auf das ganze Flugzeug über den Flugzeugzustand unterrichtet ist und dementsprechend steuert. Durch die von Harth und Messerschmitt seit Jahren erprobte und auch bei dem von Lößl und mir konstruierten Flugzeug verwendete Flügelsteuerung läßt sich die Anpassung der Flügel an den Wind sehr gut durchführen, da die Wanderung des Druckmittelpunktes ein untrügliches Zeichen für die mehr oder minder richtige Lage des Flügels zum Wind gibt und gleichzeitig Schlüsse auf die Art der Böen zuläßt. Z. B.: das Flugzeug steigt und sinkt ohne Änderung des Druckmittelpunktes, der Steuerhebel bleibt unverändert stehen; dies kann nur von einer horizontalen Böe herkommen, die nur im Kurvenflug ausgenützt werden kann, nicht durch Ziehen oder Drücken im geraden Flug. Oder der Steuerhebel drängt nach rechts hinten; dem entspricht eine Bö von links unten, was mit einer Bewegung des Knüppels nach links vorn beantwortet wird. Es meldet sich also jede Bö im Steuerhebel an und kann ohne längeren Denkprozeß mit Kräften am Steuerhebel bewältigt werden, die bei Segelflugzeugen noch keine unangenehmen Größen annehmen. Ich möchte noch nicht darüber entscheiden, ob die Druckmittelpunktswanderung im turbulenten Wind geringer ist, als man nach den Untersuchungen im Luftkanal annehmen muß, oder ob die Anpassungsgeschwindigkeit durch den Führer so groß ist, daß der Druckmittelpunkt nicht erheblich wandert. Die Steuerkräfte werden sich stark mit anderem Profil und Seitenverhältnis ändern.

Unter obigen Voraussetzungen kann die planmäßige Übung im Ausnützen von Böen einsetzen, und zwar bei horizontalen Böen in horizontalen Kurven, bei Vertikalböen in vertikalen Kurven, in Wirklichkeit also in räumlichen Kurven, die im Einklang mit den durchflogenen Wirbeln stehen. Diese Art zu fliegen kann man bei allen ordentlich fliegenden Vögeln auch schon beim Ruderflug beobachten, namentlich fällt dieses Schwenken nach allen Richtungen auf, wenn ein Schwarm Krähen oder Tauben oder Möven im böigen Wind vorwärts zu kommen versucht. Es wäre also falsch, in solchen Fällen dauernd Kurs halten zu wollen. Nachdem die Vögel bei ihren Flugübungen gerne Aufwind ausnützen, werden wir Menschen als Anfänger in dieser Kunst diese Energiequelle auch nicht verachten dürfen, weil wir den Segelflug sonst nur an recht stürmischen Tagen, wo durchschnittlich alle 20 s Windschwankungen von 5 m auftreten, ausüben können. Für die praktische Verwendung des Segelfluges wird man, wie auch Prof. Ahlborn betonte, einen kleinen Motor, der auch für den Start bei Windstille genügt, nicht entbehren können, ebensowenig wie der Vogel, der in der kräftigen Brustmuskulatur die nötige Leistungsreserve besitzt.

Albert Finsterwalder.

2. Die Äußerungen von Dipl.-Ing. Klemperer und Professor Ahlborn veranlassen mich zu den folgenden Ausführungen:

Eine praktisch verwertbare Ausnutzung des Segelfluges kann ich nur in der Verwertung der Böenenergie sehen. Aufgabe des Segelflugzeuges ist es, längs seiner Bahn die innere Energie der Luft zu schwächen. Da das Flugzeug aber seinerseits auch Wirbelenergie an die Luft liefert, zu deren Deckung in der Regel der Motor aufkommen muß, so wäre ein Segelflugzeug also ein solches Flugzeug, welches ebensoviel innere Energie pro Zeiteinheit der umgebenden Luft entnimmt und für sich nutzbar macht, als es selbst an dieselbe abgibt. Das Flugzeug würde mehr oder weniger zum Gleitflugzeug, wenn die aufgenommene Energie kleiner bleibt als die abgegebene, es würde nicht nur geradeaus segeln, sondern steigen, wenn die aufgenommene Energie größer wird als die abgestoßene.

Die brauchbarste Handhabe für das System der Energieaufnahme bietet wohl die Betzsche Methode. Danach hat der Flugzeugflügel sich stets so einzustellen, daß er in Fahrtrichtung den jeweils geringsten Widerstand bietet. Unter Berücksichtigung lediglich der Richtungsschwankungen innerhalb der Symmetrieebene des Flugzeugs hat der Flügel bei Anblasrichtung mit Neigung von unten nach oben im Sinne einer Verkleinerung des Einstellwinkels zu arbeiten, da dann die Luftkraftresultierende eine vorwärts gerichtete Komponente erhält. Bei Anblasrichtung mit einer Neigung von oben nach unten darf der Flügel nicht im entgegengesetzten Sinne nachdrehen, da sonst der vorher erzielte Vortrieb durch den jetzt entstehenden Rücktrieb wieder wettgemacht würde. Ganz trivial ausgedrückt bedeutet das ein Drücken des Flugzeuges bei Anströmung von unten nach oben, ein Durchsacken (kein Ziehen!) bei Anströmung von oben nach unten. Für den ersteren Fall ist eine möglichst geringe Trägheit des Flügels um die Querdrehachse günstig, für den letzteren eine möglichst große. Diese Differenz der Trägheiten ist nur durch drehbare Flügel (Flügelsteuerung) erzielbar.

Neben dieser primären Böenwirkung, welche den intensiveren Fall des »Betz-Effektes« darstellt, kann der Flügel als Sekundärwirkung auch noch den einfachen Fall ausnutzen, bei welchem angenommen wird, daß das Flugzeug geradeaus weiterfliegt. Den rasch wechselnden Schwankungen wird sich auch ein Flügel geringerer Trägheit durch Winkeländerung nicht anpassen können, wird sie aber trotzdem ausnutzen können, wenn das Profil ein dazu geeignetes ist. Es ist bekannt und auch aus dem Betzschen Verfahren jederzeit nachweisbar, daß dicke Profile, welche auf ein Skelett mit vorne größerer, rückwärts kleinerer Krümmung aufgebaut sind, dazu sich am besten eignen, da ihre Polarkurve einen großen Winkelbereich positiven Auftriebs bei innerhalb des ganzen Bereichs kleinen Widerstand aufweist.

Außer den Richtungsschwankungen hat man aber die Schwankungen der Windgeschwindigkeit zu berücksichtigen. Es ist unzulässig, diese gegenüber den Richtungsschwankungen zu vernachlässigen, da sie von gleicher Größenordnung sind. Sie bringen in die ganze Berechnung nach dem Betzschen Verfahren derartige, bis jetzt unerfaßbare Einflüsse, daß dadurch die Haltbarkeit einer Berechnung von Segelflugzeugen lediglich nach dem Betzschen oder auf diesem aufgebauten Verfahren gefährdet erscheint. Es wird wohl noch viel Kopfzerbrechen kosten, das Problem auch mit Berücksichtigung der Windgeschwindigkeitsschwankungen zu erfassen. Immerhin halte ich es heute für wichtig, das vorher geschilderte Prinzip der Steuerung zur Anwendung zu bringen, das übrigens auch Ahlborn in seinem Aufsatz vertritt. Auch Betz sprach bereits in seiner vor 10 Jahren erschienenen Abhandlung von einem elastischen Nachdrehen des Flugzeugs und traf wohl damit schon das Richtige, ohne noch an Flügelsteuerung zu denken.

Es ist zu hoffen, daß der Rhönwettbewerb 1922 in die Frage, die doch wohl zuerst praktisch geklärt werden muß, noch mehr Licht bringen wird, als es für den aufmerksamen Beobachter schon der vorigjährige Wettbewerb getan hat.

Ernst v. Lößl.

3. Zu dem Aufsatz »Zur Methode des Segelfluges« von Prof. Fr. Ahlborn in Heft 23, S. 337 der ZFM 1921, der eine Erwiderung auf die »Bemerkungen über den Segelflug« von Prof. L. Prandtl in Heft 14, S. 209, darstellt, möchte ich mir vom Standpunkt des praktischen Fliegers aus einiges zu sagen erlauben.

Wenn Prof. Ahlborn es für ganz unrichtig und vor allem für außerordentlich gefährlich hält, in der Böe zu ziehen und in der Flaute zu drücken, wie Prof. Prandtl dies in seinen »Bemerkungen« angibt, so dürfte das daran liegen, daß Prof. Ahlborn diesen Gedanken viel zu wörtlich aufgefaßt hat. Allerdings kann diese Flugregel ohne Zweifel gefährlich werden, aber nur dann, wenn der Führer gar kein Gefühl für sein Flugzeug bzw. für den Flug hat und einfach das Flugzeug stark zieht oder drückt. Sicherlich aber ist von Prof. Prandtl diese Flugregel nicht so aufgefaßt, sondern damit lediglich ein mäßiges, gefühlvolles Ziehen in der Böe und ein ebensolches Drücken in der Flaute gemeint. Von einer dabei noch vorhandenen großen Gefahr kann man aber ganz und gar nicht sprechen, denn ein Flieger muß unbedingt ein starkes Abnehmen seiner Fluggeschwindigkeit merken. Kann er das nicht fühlen — auch ohne ein Instrument zu benutzen — dann ist er eben als Flieger, vor allem als Segelflieger, unbrauchbar. Bei einem jungen Flieger ist auch die dringende Warnung vor dieser Flugregel nicht nötig, denn, wie richtig gesagt ist, wird dieser ganz unwillkürlich in der Böe wie in der Flaute drücken, sich erst allmählich einfühlen und dann merken, daß er in der Böe auch ruhig einmal — mit Vorsicht natürlich — ziehen darf, ohne befürchten zu müssen, unmittelbar darauf über den Flügel abzurutschen.

Ich habe auch in meiner Anfangszeit als Motorflieger bei jeder Böe und Flaute gedrückt, um immer Fahrt zu haben, wie es in den Fliegerschulen gelehrt wurde. Als ich jedoch einmal später merkte, daß die Fluggeschwindigkeit der Maschine auch so ausreicht, ist es mir gar nicht mehr eingefallen zu drücken. Ich habe mich, wenn ich mit etwas angezogenem Höhensteuer im Steigen begriffen war, nur von ganz besonders schweren Böen darin stören lassen und leicht nachgedrückt, während ich in der Flaute, im Luftloch, immer nachgedrückt habe, denn mit angezogenem Höhensteuer sackt man darin einfach durch.

Im Segelflugzeug habe ich es anfangs nicht anders gemacht, bis ich eingeflogen war und merkte, daß ich auf andere Weise viel mehr gewinnen kann. In einer horizontal kommenden Böe leicht mit Gefühl und je nach der Dauer dieser ziehen, wird einen Höhengewinn einbringen. Zum mindesten verliert man keine Höhe. Wenn man danach wieder leicht drückt, ist beim Eintritt in die Flaute genügend Fluggeschwindigkeit vorhanden, um die Flaute gut zu überwinden, und man wird in dieser nicht die ganze Höhe verlieren, die man zuerst gewann. Anders ist es, wenn man in der Böe zu stark zieht und so die Fahrt verliert. Hier kommt dann das Gefahrmoment. Wenn man dann noch obendrein mit viel zu geringer Geschwindigkeit in die Flaute kommt, büßt man hier ein Beträchtliches mehr an Höhe ein, als man zuerst gewonnen hat. Wie weit man nun ziehen darf ist, wie ich schon anfangs gesagt habe, ganz Sache des Gefühls. Jeder geübte Flieger wird es merken und weiß es selbst am besten, wenn er sein Flugzeug überzogen hat und findet dann immer noch Zeit genug zum Nachdrücken, um wieder Fluggeschwindigkeit zu bekommen. Ein Flugzeug stürzt schließlich nicht urplötzlich ab, sondern es zeigt, wenn die Geschwindigkeit zu gering wird, dies schon eine ganze Weile durch unruhige Lage vorher an und man fühlt genau, daß diesmal die Unruhe nicht von Böen stammt.

Prof. Ahlborn rät nun, in der Böe zu drücken und in der Flaute zu ziehen, was ich aber für äußerst ungünstig halte. Beim Drücken in der Böe fällt der Höhengewinn fort, während eine Geschwindigkeitserhöhung nicht eintritt. Geschwindigkeit wird nur ein in Vortrieb umgesetzter Aufwind ergeben. Kommt man nun in die Flaute, wo man sowieso auch mit Fahrt schon immer etwas Höhe verliert, und zieht da auch noch, wird man einfach durchfallen. Ich habe das oft versucht und festgestellt, daß das Flugzeug in der Flaute, wenn man nicht gleichmäßige Fahrt beibehält, sondern diese durch Höhensteueranziehen noch verringert, sofort schwimmt und dann durchsackt. Auf die Art gewinne ich in der Böe keine Höhe und büße in der Flaute erheblich an Höhe ein. Das ist ein schwerwiegender Nachteil, und da könnte auch eine Umsetzung wirklich vorhandener Auftrieb erzeugender Kräfte in Vortrieb nichts nutzen, wenn dies auf Kosten der Höhe geschieht.

Beim leichten Ziehen in der Böe und Drücken in der Flaute sind die Höhenschwankungen keinesfalls so beträchtlich, wie es den Anschein hat. Auch ein physiologisches Unbehagen ist gar nicht festzustellen; sollte die Flugart wirklich anfangs etwas sonderbar vorkommen, so gewöhnt man sich doch leicht daran.

Es gibt schließlich doch nur zwei Möglichkeiten, Energie aufzuspeichern: Höhe und Geschwindigkeit. Davon ist aber doch ein Höhengewinn das entschieden Günstigere.

Nun zum Ziel-Segelflug. So lange wie möglich Kurs halten, tun und wollen wir auch. Aber einen Zielflug in ganz gerader Luftlinie, ohne in der Seiten- oder Höhenrichtung abzuweichen, gibt es im reinen Segelflug keinesfalls. Da müßten ja alle Böen unausgenutzt bleiben! Wenn man überhaupt bestrebt ist, Böen auszunutzen, wird man Kurven nach allen Richtungen machen müssen. Auf diese Weise wird ebenfalls Kurs gehalten, wenn die Fluglinie auch nach der Seite leicht wellenförmig wird. Ich habe noch keinen Vogel gesehen, der im reinen Segelflug in schnurgerader Linie seinen Weg verfolgt, er weicht immer wieder mehr oder weniger in schönen Schwenkungen seitlich ab. Vielleicht ist es dem Vogel möglich, ganz gerade seinen Flug fortzusetzen, dann aber nur in ganz großen Höhen, wo es ihm die Höhe ermöglicht, zwischen Segelflug und flachem Gleitflug so lange abzuwechseln, bis er wieder in eine für ihn günstige Strömung kommt, oder aber, begrenzt im Aufwind, an langen geraden Küsten oder Felswänden entlang.

Prof. Ahlborn sagt zum Schluß noch sehr gut »Los vom Boden!« Ja aber wie denn? Vielleicht mit kleinen Motoren; es fehlt aber heute noch ein geeigneter Kleinmotor. Das Aufsuchen sehr hoher Abflugsorte mit Hilfe von lenkbaren Luftschiffen u. dgl. käme bei unseren beschränkten Geldmitteln zu teuer, ganz abgesehen davon, daß wir keine haben. Fessel- oder Freiballone sind ebenso kostspielig; außerdem eignen sich auch diese Ballone wegen ihrer zu geringen Tragkraft und ihrer jetzigen Bauart mit Korb usw. schwerlich. Schließlich haben ja auch die ersten Motorflugzeuge so lange am Boden geklebt, bis sie sich nach langer Arbeit in freie, große Höhen erheben konnten. Und so wird es wohl auch den Segelflugzeugen beschieden sein. K. Koller.

4. Zur Erreichung des Segelflugs gibt es grundsätzlich zwei Wege: entweder man gibt einem gewandten Führer ein vollkommen steuerbares und deshalb im wesentlichen starr gebautes Flugzeug in die Hand, oder man baut von vornherein ein Flugzeug, das auf Grund irgendwelcher Erfahrungen oder Überlegungen die Energie des turbulenten Windes selbsttätig ausnutzen soll. Vermutlich wird die restlose Lösung ein Kompromiß zwischen beiden sein.

Die Lösung auf dem zweiten Weg wird vorläufig den Wenigen überlassen werden müssen, die ihre ganze Zeit und Kraft an die Sache wenden können. Sie ist sicher aussichtsreich, erfordert aber langes und mühsames Studium der zum Teil noch ganz ungeklärten Verhältnisse.

Die Erfolge von Klemperer und Martens zeigen, was ein gewandter Führer aus einem starren Flugzeug herausholen kann. Nach unseren Erfahrungen kann für die Weiterentwicklung dieser Bauart nicht nachdrücklich genug auf größte Steuerfähigkeit und Beherrschung des Flugzeugs auch bei geringster Geschwindigkeit hingearbeitet werden. Die Trägheit um die Querachse spielt eine ganz ausschlaggebende Rolle. Die Lösung von Harth und von v. Lößl, die die Flügel gegen den in Ruhelage bleibenden Rumpf bewegen, scheint in dieser Hinsicht sehr vorteilhaft. Wenn das Segelflugzeug zugleich zur Überwindung von Entfernungen dienen soll, wird man den Gleitwinkel neben der Sinkgeschwindigkeit nicht vernachlässigen dürfen. Schon das Hannoveraner Flugzeug war ja hierin eine Überraschung für alte Praktiker, in gewisser Hinsicht auch das Stuttgarter, das ja ursprünglich als reines Gleitflugzeug gedacht und besonders auf flachen Gleitwinkel hin gebaut war.

Ferner erscheint es sehr wichtig, daß der Führer stets über die augenblicklichen Windverhältnisse unterrichtet ist,



um rechtzeitig seine Steuermaßnahmen treffen zu können, Das Auge ist zur fortlaufenden Beobachtung von Instrumenten jedoch nicht in der Lage, da es anderweitig stark beschäftigt ist, außerdem pflegen optisch anzeigende Instrumente mit einem geringen, hier aber sehr unangenehmen Nacheilen behaftet zu sein. Was liegt näher, als diese Aufgabe dem Ohr zu übertragen? Die durch das an beliebiger Stelle, also auch z. B. vor der Rumpfspitze, anzubringende Instrument erzeugten Geräusche oder Töne wären am besten elektrisch zum Ohr zu führen. Das Ohr hat eine viel raschere Aufnahmefähigkeit als das Auge, und letzteres wird für die Beobachtung von Gelände und Fluglage frei.

Zur vollständigen Kenntnis aller, besonders der an Hängen auftretenden Luftströmungen ist noch ein weiter Weg. Indessen wäre es nicht schwierig, durch Verwendung von raucherzeugenden Apparaten (Nebeltöpfen) wenigstens einen qualitativen Einblick in die Vorgänge in der Nähe des Bodens, und wenn solche Einrichtungen beispielsweise durch Drachen getragen würden, auch bis zu einer mäßigen Höhe zu gewinnen. Vielleicht ließen sich solche Strömungsbilder sogar kinematographisch festhalten.

Das Ziel des Segelflugs besteht sicherlich nicht in der Beherrschung des Sturms — hiezu genügte es, die Flächenbelastung entsprechend zu erhöhen — sondern eher in rationellster Ausnutzung auch der geringsten Windenergien. Hiezu gibt folgende Beobachtung einen Hinweis: bei schwachem Wind bemerkt man oft, wie einzelne Vögel mit gelegentlichen Flügelschlägen sich scheinbar planlos durch die Luft bewegen; dann plötzlich gehen sie zum ruhigen Kreisen über, das sie oft lange Zeit an ein und derselben Stelle wie zum Vergnügen fortsetzen, wo offenbar besonders günstige Bedingungen zum Segeln vorhanden sind. Es wäre von Interesse, mit dem Flugzeug gerade solche Stellen aufzusuchen, um an Ort und Stelle Art und Turbulenz der Strömung zu studieren. An solchen Tagen pflegt aber der Segelflieger am Boden zu kleben und höchstens bescheidene Gleitflüge zu vollführen. Man hat vorgeschlagen, um ihn vom Boden frei zu bekommen, ihn vom Ballon aus starten zu lassen; diese Methode beschränkt sich darauf, dem Flieger einmalig einen rasch verbrauchten Vorrat an potentieller Energie zu geben; sie wird außerdem mit bedeutenden Schwierigkeiten verknüpft sein. Wirksamer wäre ein Hilfsmotor, der ihm gleichzeitig den Start an beliebiger Stelle, die Unabhängigkeit vom Wind beim Anflug, und eine letzte Aushilfe bei verkehrten Manövern oder ganz üblen Windzufällen in der Nähe des Bodens gewährt. Die Schwebeleistung eines durchschnittlichen Segelflugzeugs, Typ 1921, beträgt weniger als 3 PS, eine weitere Leistungsreserve von 2—5 PS würde dem Führer die oben angedeuteten Möglichkeiten gestatten. An einer Stelle mit gutem Segelwind angelangt, beginnt dann bei abgestelltem Motor der eigentliche Segelflug.

Wenn an maßgebender Stelle auf die Entwicklung eines solchen 5—8pferdigen Leichtmotors hingearbeitet wird, steht sicher in Bälde ein Motor zur Verfügung, der bei der immer nur kurzdauernden Inanspruchnahme ein so geringes Betriebsgewicht aufweist, daß er ohne wesentliche Beeinträchtigung der Wendigkeit des Flugzeugs um die Querachse mitgeführt werden kann. Dann wird sich vielleicht das Paradoxon ergeben, daß gerade die Einführung des Motors den Segelflug rascher seiner Lösung zugeführt hat.

P. Brenner und M. Schrenk.

5. Zu den Ausführungen von Dipl.-Ing. W. Klemperer über den Hängegleiter-Sport möchte ich nur erwähnen, daß es sich bei meiner Bestrebung darum handelt, ein möglichst billiges, einfaches und handliches »Sportgleitflugzeug« zu schaffen, nicht aber habe ich die Lösung des Segelflugproblems im Sinne gehabt. Im übrigen glaube ich, daß Klemperer in seinem Beitrag bereits auf meine Bestrebung in der richtigen Weise eingegangen ist.

W. Pelzner.

6. Die Streitfrage, ob bei den Segelflügen in der Rhön der statische oder der dynamische Segelflugeffekt ausschlaggebend war, dürfte daher stammen, daß der Aufwindeffekt gewissermaßen als »minderwertiger« angesehen wird als die Energieentnahme aus der Turbulenz. Eine derartige qualitative Scheidung ist mir von vornherein unverständlich, um so mehr als es noch nicht im geringsten einwandfrei feststeht, ob der Vogel ohne jeden Aufwind segeln kann, oder ob auch er einen »gemischten« Effekt benutzt. Der Vorschlag, den Klemperer hinsichtlich des Startens von einem Fesselballon aus macht, erscheint mir jedenfalls ungleich wichtiger als die genaue Feststellung, ob in dem einen oder anderen Falle Aufwindeffekt oder dynamischer Effekt vorlag.

Ich halte es auch für unangebracht, gewissermaßen vom grünen Tisch aus Flugvorschriften für den praktischen Segelflieger auszuarbeiten. Hierher gehört die Streitfrage, ob in der Bö gezogen oder gedrückt werden soll. Im weit stärkeren Maße noch als das Fliegen im Motorflugzeug scheint das Segelfliegen in erster Linie eine Sache der Intuition zu sein. Nur der Flugschüler fliegt nach Regeln, die man ihm vorher einprägt, der wahre Flieger fliegt nach dem Gefühl. Ich erinnere nur an die Anfängerregel: »In der Kurve drücken!« Es soll sogar Schulmaschinen gegeben haben, bei denen der Satz »Drücken ist die Seele vom Fliegen« als Leitmotiv auf dem Spritzbrett stand, und doch wurde dieser Grundsatz manchmal bei strenger Befolgung, z. B. bei der Ru C VII, gerade zum Verhängnis. Auf den Segelflug übertragen möge dies Beispiel bedeuten, daß man den Praktiker auch in dieser scheinbar prinzipiellen Frage nicht beeinflussen soll. — Wenngleich für den praktischen Segelflieger ein Zusammengehen von wissenschaftlicher Erkenntnis und Fluggefühl die größten Erfolge verspricht, so dürfte doch gerade dem letzteren die entscheidende Bedeutung innewohnen.

Aus der großen Zahl der für den vorjährigen Wettbewerb gemeldeten Flugzeuge hoben sich nur relativ wenige ernst zu nehmende Konstruktionen hervor. Es ist zu hoffen, daß beim nächsten Wettbewerb der Troß von Laienkonstrukteuren und Erfindern zum besten des Ansehens der Segelflugbewegungen gänzlich verschwindet. Die Verschiedenheit der konstruktiven Prinzipien bei den wenigen, wirklich flugfähigen Flugzeugen läßt hoffen, daß man sich auf diese Weise konzentrisch um so schneller dem Ziele nähern wird. Die Unterschiede der einzelnen Flugzeuge drückten sich vor allem in dem Bau der Tragflügel aus. Man kann die einzelnen Flugzeuge etwa nach folgenden Gesichtspunkten trennen:

1. Flugzeuge mit hoher Gleitzahl bei flachem Profil und relativ geringen maximalen Auftriebsbeiwerten (Beispiel: Stuttgarter Flugzeug),
2. Flugzeuge mit hohem C_a, geringer Sinkgeschwindigkeit bei relativ schlechter Gleitzahl (Beispiel: Blaue Maus),
3. Flugzeuge mit hohem C_a und guter Gleitzahl infolge großer Spannweite und dementsprechend geringem induzierten Widerstand (Beispiel: Hannoveraner Flugzeug),
4. Flugzeuge mit anpassungsfähigen Tragdecks zur bestmöglichen Erreichung des sog. »Knoller-Betz-Effektes« (Beispiel: Münchner Flugzeug),
5. Flugzeuge mit automatischer Stabilität und geringem Trägheitsmoment um die Querachse (Beispiel: Weltensegler).

Die Antwort auf die Streitfrage, ob starre oder sich selbst einstellende Tragdecks die vorteilhafteren sind, muß der weiteren praktischen Erprobung überlassen bleiben. Die großen Erfolge des Hannoveraner Flugzeuges, die die Anpassung an die Strömungsschwankungen bei starren Tragflügeln durch Indifferenz der Maschine zu erreichen suchte, lassen es jedoch kaum glaubhaft erscheinen, daß sich die anpassungsfähigen Tragdecks nach Art des Münchner Flugzeuges als eine conditio sine qua non für den Segelflug durchsetzen werden. Ich möchte an dieser Stelle daran erinnern, daß das Prinzip des indifferenten Flugzeuges ohne Schwanzflosse bereits von Eugen v. Loeßl auf dem ersten Rhönwettbewerb zur Anwendung gebracht worden war. Die Empfindlichkeit seines Flugzeuges war so groß, daß er seinen ersten Flug mit dem Fliegen auf »einer Postkarte« verglich. Ob die zweifellos großen Erfolge des Münchner Flugzeuges lediglich auf die anpassungsfähigen Tragdecks zurückzuführen sind, erscheint mir zweifelhaft, da die Lagerung der Tragflügel noch nicht sehr günstig war.

Bei Flügen von Flugzeugen des Types Nr. 1 und 2 konnte ich oft eine charakteristische Beobachtung machen, die mir auch von Professor von Kármán bestätigt wurde. Typ 1

zeigte gute Flugleistungen über schwach geneigten Hängen, sackte jedoch jedesmal durch, wenn das Flugzeug über eine etwas steiler abfallende Stelle und dementsprechend in steilere Strömungen geriet. Typ 2 dagegen zeigte genau gegenteilige Flugeigenschaften, seine Domäne waren gerade die steilen Hänge. Ich halte es daher für bedenklich und geradezu gefährlich, mit einem Flugzeug vom Typ 1 über das Tal zu gehen, weil das Flugzeug hierbei unvermutet in einen zu steilen Aufwind geraten kann, bei dem der Führer unter Umständen sogar noch überzieht, was das Profil seines Flugzeuges infolge seiner geringen Auftriebsbeiwerte jedoch nicht verträgt.

Ich halte daher das Hannoveraner Flugzeug, bei welchem hohe Auftriebsbeiwerte mit guter Gleitzahl gepaart waren, für eine außerordentlich glückliche Lösung.

Man sollte meines Erachtens für Segelflugzeuge nur noch Profile mit hohen Auftriebsbeiwerten verwenden oder wenigstens bei Anwendung flacher Profile darauf achten, daß die Polare nicht zu plötzlich abreißt.

Die von Klemperer vorgeschlagene entschiedene Trennung von Hängegleitern und Segelflugzeugen ist sehr zu begrüßen. Vom sportlichen Standpunkt aus bedeuten 10 Flüge von je 500 m im Hängegleiter natürlich sehr viel. Ein Flug von 5 km im Segelflugzeug bedeutet vom fliegerisch-technischen Standpunkt aus unendlich viel mehr, da ich es für unwahrscheinlich halte, daß man im Hängegleiter bei den relativ kurzen Flügen von einer Windausnutzung reden kann. Überdies pflegen die Schwierigkeiten des Rücktransportes bei größeren Flügen infolge der überflogenen Täler und Wälder meist erheblich größer zu sein als diejenigen bei einer Summe von kürzeren Flügen. Auch wächst bei längerem Fluge über unbekanntes Gelände die Gefahr des Bruchmachens beim Landen. Aus diesem Grunde ist dann das Segelflugzeug dem Hängegleiter gegenüber hinsichtlich der größten Gesamtflugstrecke unbedingt benachteiligt. G. Lachmann.

7. Im Herbst vorigen Jahres habe ich — gemeinsam mit anderen begeisterten Anhängern des Gleit- und Segelflugsportes — in der Rhön wochenlange praktische Versuche anstellen können. Erst der Eintritt der rauhen Jahreszeit mit hohem Schneefall zwang uns zur Heimkehr.

Aus den hierbei gesammelten Erfahrungen und früheren Beobachtungen noch von der Zeit des Wettbewerbes her möchte ich folgende Punkte herausgreifen.

Segelflugzeuge nach den Vorbildern der Natur erscheinen zweifellos für die Zukunft am aussichtsreichsten. Solange diese aber mit ihren elastisch verbiegbaren Flügeln nicht eine gewisse automatische Stabilität und Steuerfähigkeit besitzen, wird ein Fliegen damit zu hohe Anforderungen an den Führer stellen. Es empfiehlt sich daher ein schrittweises Vorgehen, eine stete Rücksichtnahme auf die Grenzen der Leistungsfähigkeit des Führers. Die im letzten Wettbewerb gezeigten elastischen Flugzeuge wären für die Führer gefährlich geworden — wenn sie auf längere Zeit in die Luft gekommen wären. Letzteres ist glücklicherweise nicht der Fall gewesen.

Bei jedem motorlosen Flugzeug muß auf die Steuerfähigkeit — auch bei geringster Geschwindigkeit — ein entscheidender Wert gelegt werden.

Dem systematischen Einfliegen und Einfühlen sollte von seiten der Führer bei künftigen Veranstaltungen noch größere Aufmerksamkeit gewidmet werden. Es lag nicht nur an den Witterungsverhältnissen, daß im Vorjahre die meisten Flugzeuge nicht während des Wettbewerbes zur vollen Entfaltung ihrer Leistungen kamen. Das Einfliegen sollte stets mit kurzen Sprüngen beginnen, die allmählich zu weiteren Flügen verlängert werden. Für diese Methode gibt es im Wasserkuppengelände (Rhön) nur verhältnismäßig wenige geeignete Hänge. Ein solcher Übungshang für Flugzeuge von kleinen und mittleren Leistungen wurde von uns im Herbst unzählige Male zu Übungsflügen ausgenutzt — während des Wettbewerbes aber nicht einziges Mal. Ein Zeichen dafür, daß die große Masse unserer Flieger sich bei ihren ersten Flügen zu schwere Aufgaben stellte, die unnötigen Bruch zur Folge hatten. Anderen jungen Fliegern hätte ein solcher Hang — der sehr vertrauenerweckend aussah — überhaupt zum erstenLos lösen vom Boden verholfen.

Dem rein sportlichen Moment des motorlosen Fluges sollte eine größere Bedeutung beigemessen werden. Die Züchtung eines ausgesprochenen Segelflugzeugs ist von hohem Wert. Wertvoll ist es aber auch, das jetzige Gleitflugzeug sportlich auszunutzen und den weiteren Kreisen unserer Jugend als Sportmittel zugänglich zu machen. Der Gleitflugsport macht gewandt, mutig, entschlußfähig. Die nächste Ausschreibung sollte also dafür sorgen, daß der nächste Wettbewerb nicht nur ein Kampf um das beste Segelflugzeug wird, er soll auch zu einem Wettstreit unserer sportbegeisterten heranreifenden Jugend werden, die nur Gleitflugzeuge mit geringeren Leistungen bauen kann und die zu diesem Bau und zum Fliegen durch besondere Preise angeregt werden muß.

Meine — besonders in der rein sportlichen Richtung — angestellten eingehenden Versuche haben ergeben, daß ein solcher Gleitflugsport an sich keine besonderen Gefahrenquellen mehr bietet, jedenfalls keine größeren als ein anderer Gebirgssport (Rodeln) oder der Wassersport. Allerdings unter der Voraussetzung, daß der Apparate-Bau und die Ausübung dieses Sportes unter sachverständiger Anleitung erfolgt.

In diesem Zusammenhang möchte ich noch kurz auf das Hängegleitflugzeug eingehen. Wenn auch dem Flugzeug mit sitzender Unterbringung des Führers vom fliegerischen Standpunkt aus der Vorzug zu geben ist, so ist gerade das Hängegleitflugzeug ein gutes Mittel zum Training des Körpers, es erfordert außerdem die geringsten Anschaffungskosten. Auf der anderen Seite kann ein Fliegen damit wegen der primitiven Steuerung gewisse Gefahrenmomente bieten, wenn der Flug bei stärkerem Winde über Gelände mit großen Höhenunterschieden führt, Gefahrenmomente, denen auch ein Spezialist auf diesem Gebiete (Pelzner) nicht gewachsen ist. Diese Gefahrenmomente fallen aber weg, wenn zweckmäßige einschränkende Bestimmungen für seinen Gebrauch erlassen werden. Das Hängegleitflugzeug gehört also weiter in die Luft und nicht zu den Akten. Kurt Student.

Unterrichtskursus für Flugzeugführer.

In Berlin findet zurzeit ein Unterrichts-Kursus für die Flugzeugführer der Handels-Luftverkehrsgesellschaften, die der Konvention der Luftverkehrs-Gesellschaften angehören, statt; der Unterricht soll insbesondere dazu dienen, um die Flugzeugführer und Flugleiter für ihren Beruf auch theoretisch weiter durchzubilden und dadurch die allgemeine Sicherheit des Luftverkehrs zu erhalten und weiter zu heben.

Der Unterricht erstreckt sich auf folgende Gegenstände:

1. Kartenkunde und Lichtbildwesen (Herr Bäumker),
2. Versicherungswesen unter Berücksichtigung der gemachten Erfahrungen (Dr. Döring),
3. F T-Dienst mit praktischen Übungen im Geben und Nehmen (Dr. Klages),
4. Flugzeugbau- und Aerodynamik (Dr. Joachimczyk),
5. Motorengetriebe und die dazu gehörigen Instrumente (Dipl.-Ing. Schwager),
6. Navigation und Instrumentenlehre, Wetterkunde und Lehre der dazu gehörigen Instrumente (Professor Wegener).

An dem Unterricht nehmen teil:

15 Flugzeugführer der Deutschen Luft-Reederei,
6 » » Lloyd Luftverkehr Sablatnig, G. m. b. H.,
2 » » Lloyd Ostflug, G. m. b. H.,
3 » » Rumpler-Luftverkehr-G. m. b. H.

Die Heranziehung geeigneter Lehrkräfte ist durch die Mitwirkung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, welche die Geschäftsführung der Unterrichtskurse übernommen hat, möglich gewesen.



Bücherbesprechungen.

Deutschlands Krieg in der Luft von Hoeppner, General der Kavallerie. Verlag K. O. Koehler, Leipzig 1921. 183 Seiten, keine Abbildungen. Preis broschiert M. 25, gebunden M. 40.

Der langjährige Führer der Luftstreitkräfte im großen Krieg, ihr erster und letzter »Kommandierender General« spricht zu den Seinen, zu Deutschland, zu den Siegern.

Fast aus dem Nichts heraus ist in den Luftstreitkräften in wenigen Jahren ein Riesenbau geschaffen worden, dessen Streben hinauf ins Übermächtige dem Willen eines Volkes zum Siege entsprang, dessen Fundament die überschäumende schonungslose Tatkraft der deutschen Jugend war. Nur Jugend hatte in den Streitkräften zur Luft Platz.

Aus allen Abschnitten des Buches leuchtet dieser jugendliche Wille hervor. Knapp, klar, unpersönlich verweilt die Schilderung bei den großen Fragen. Jeder Abweg ist sorgfältig vermieden. Kein Flickwerk aus vielen Einzelheiten liegt vor uns. Das schmückende Beiwerk der Phrase vom Heldentum, sogar das Bildwerk fehlt in puritanischer Strenge.

Ein militärischer Führer mit eigener großer Vergangenheit hat das Werk geschrieben; einige Gehilfen aus vergangener Kriegszeit haben mitgeholfen. So betont das Buch bewußt den Krieg. Vom Standpunkt des Krieges sind alle Fragen bewertet. Strenge Folgerichtigkeit liegt hierin. Diese Selbstbeschränkung kommt auch im Titel des Werkes betont zum Ausdruck.

So sind die Fragen der großen Organisation der Luftstreitkräfte als wichtiges Gebiet ausführlich entwickelt. Die Fragen der technischen Entwicklung und die der Kriegswirtschaft ordnen sich der Selbstbeschränkung entsprechend inhaltlich und räumlich diesem Gesichtswinkel unter. Dem Gebiet der Entwicklung des reinen Luftkrieges des Zusammenwirkens von Erd- und Luftkrieg ist ein breiter Raum gewidmet. Die Leistungen der Luftstreitkräfte und im Zusammenhang mit ihnen diejenigen ihrer Brüder auf der Erde werden schonungslos bewertet. Immer wieder werden die treibenden und umwälzenden Kräfte des Krieges untersucht. Wertvolles Material ist über die außen- und innenpolitische Bedeutung der deutschen Luftkriegführung zusammengetragen. Endlich sehen wir in dem vorliegenden Werk erstmals eine Arbeit, die auch den psychischen und physischen Eigenschaften des deutschen Fliegers, seiner Verbündeten und seiner Gegner eingehender nachgeht.

Geist, Aufbau und Sprache atmen glasklare Sachlichkeit. Das Buch ist das erste deutsche Werk über den Weltkrieg zur Luft, welches einer Einreihung in die großen kriegsgeschichtlichen Untersuchungen der Nachkriegszeit wert ist. Baeumker.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Der nächste Sprechabend der WGL findet am 10. März 1922, 7 Uhr nachm. im Flugverbandhaus Berlin W 35, Blumeshof 17 II, statt.

Vorträge: Professor Hugershoff: „Eigene Erfahrungen auf dem Gebiete der Photogrammetrie aus Luftfahrzeugen."

Reg.-Bmstr. a. D. Dr. Sonntag: „Die Ursache des Einsturzes der Luftschiffhalle A in Niedergörsdorf."

Besondere Einladungen an die Berliner Mitglieder hierzu ergehen noch.

2. Am 8. April 1922 findet anläßlich des zehnjähr. Stiftungsfestes der WGL ein erweiterter Sprechabend statt.

Hieran schließt sich ein Festessen. Trockenes Gedeck ca. M. 40.

Ing. Offermann spricht über das Thema: „Über die Erfassung der Selbstkosten in Luftverkehrsbetrieben" mit Lichtbildern.

3. In der Zeit vom 18. bis 21. Juni findet voraussichtlich die X. Ordentliche Mitglieder-Versammlung der WGL in Bremen statt. Es wird gebeten, bereits jetzt schon, spätestens aber bis zum 31. März 1922 Anträge zwecks Haltung von Vorträgen zu stellen.

4. Wir bitten unsere Mitglieder ergebenst, sofern der Beitrag für 1922 noch nicht bezahlt ist, diesen auf unser Postscheckkonto Berlin 22844 einzuzahlen. Er beträgt für ordentliche Mitglieder M. 80.—, für außerordentliche M. 240.—.

5. Das neue Jahrbuch der WGL (Tagung in München) ist erschienen und sämtlichen Mitgliedern kostenlos zugesandt.

6. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Willy Fischer, Geschäftsführer des Ostpreußischen Vereins für Luftfahrt, Königsberg i. Pr., Mitteltragheim 23.
Friedrich Stempel, Schachen a. B., Landhaus Giebelberg.
Exzellenz Weidner, Chef des Reichsamtes für Landesaufnahme, Berlin NW 40, Moltkestr. 4.
Eckart Krahmer, Berlin-Schlachtensee, Friedrich Wilhelmstr. 49.
cand. mach. Martin Schrenk, Korntal b. Stuttgart.
Rudolf Feige, Kritern b. Breslau.
cand. ing. Karl Plauth, Darmstadt, Herdweg 81.
Dipl.-Ing. Anton Holtmann, Charlottenburg, Marchstraße 3
Dr. Walter Hönsch, Reg.-Bmstr., Direktor der Linke-Hofmann-Werke, Breslau 18, Scharnhorststr. 12/14.
Dipl.-Ing. Frido Kirchhoff, Bremen, Graf Moltkestraße 54.
Walter Schwarz, Görlitz, Seidenbergerstr. 19.
Ing. Carl Töpfer, Dessau, Bismarckstr. 13.
Ing. Friedrich Bartels, Friedrichshafen a. B., Meisterhofenerstr. 24.
Walther Bruns, Berlin-Friedenau, Stierstr. 18.
Ernst Udet, München, Widenmayerstr. 46.
Rudolf Spieß, Dresden, Franklinstr. 23.
Werner Landmann, Landwirt, Berlin W 15, Bayerischestr. 31 b. Kraatz.

Außerordentliche Mitglieder:

Luftbild G. m. b. H. — Stereographik G. m. b. H. Konsortium, München, Sendlingertorplatz 1 I.
Mittelrheinischer Verein für Luftfahrt, Wiesbaden, Gutenbergplatz 3.
Reichsamt für Landesaufnahme, Berlin NW 40, Moltkestraße 4.
Drustvo Jugoslavenskih Tehnicara Praha, Prag, Stepanska 40. C. S. R.

7. Adressenänderungen:

Felix Nagel, Hannover, Kl. Pfahlstr. 5 I.
Eugen W. E. Siegroth, Düsseldorf, Grunerstr. 48 I.
Reg.-Baurat Wischer, Berlin-Grunewald, Humboldtstraße 38a.
Dipl.-Ing. Wilh. Ludowici, München, Sternwartstr. 9.
Dr. Hans Wolff, Breslau 8-Rotkretscham.
Prof. Dr.-Ing. P. Rieppel, München, Montenstr. 2.
Direktor Kiefer, Seddin, Posthilfsstelle Jeseritz, Kr. Stolp i. Pomm.
Dipl.-Ing. Steigenberger, München, Arcisstr. 39.
Dipl.-Ing. Heidelberg, Obering., Bensberg b. Köln, Kolonie Frankenforst.
Dr.-Ing. van Gries, Köln, Venloerstr. 22.
Hptm. von Buttlar, Maybach-Motorenbau, Friedrichshafen a. B.
Dipl.-Ing. Serafinowicz, Berlin NW 40, Kronprinzenufer 21.
F. W. Schreiner, Köln-Deutz, Karlstr. 27 pt.
Marbmstr. von den Steinen, Hamburg, Erlenkamp 8.
Dipl.-Ing. Ernst Zindel, Dessau, Ruststr. 3 b. von Arend.
Dipl.-Ing. Klemperer, Friedrichshafen a. B., Friedrichstr. 41/42.
Dipl.-Ing. Schleusner, Köln, Herzogstr. 9.
Willy Kroll, Leipzig-Schönefeld, Traubestr. 16.
Fritz Florig, Dresden, Rietschelstr. 3.
Direktor Fritz Rau, Fafnir-Werke, Aachen.

8. Verstorben:

Direktor Reuter, Dessau.

Der Geschäftsführer:
Krupp.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Einzelheiten über den Weltrundflug werden von den Baseler Nachrichten veröffentlicht. Das Preisausschreiben bleibt bis zum 1. März 1923 offen; teilnahmeberechtigt sind die Inhaber des internationalen Flugzeugführerscheines. Der erste Preis im Betrage von einer Million Dollar soll nur zuerkannt werden, wenn der Sieger die Strecke innerhalb weniger als 100 Tagen zurücklegt. Dazu kommen sechs weitere Preise im Gesamtbetrage von abermals einer Million Dollar, die nur an solche Teilnehmer verteilt werden sollen, welche die Flugstrecke innerhalb 200 Tagen vollenden. Die Flugstrecke beträgt rd. 85000 km, wobei die durch Sperrdruck hervorgehobenen Orte als Kontrollstationen berührt werden müssen; Start bei New York und dann über Chicago—Omaha—Seattle—Alaska—Aleuten-Inseln—Kamtschatka—Kurilen-Inseln—Insel Jesso—Yokohama—Shanghai—Rangoon—Kalkutta—Karachi—Bagdad—Saloniki—Brindisi—Rom—Paris—London—Neufundland-Inseln—New York. Zugelassen sind Flugzeuge und Luftschiffe aller Systeme, und es ist unterwegs beliebiger Wechsel des Fahrzeuges gestattet. Hingegen muß die Mannschaft die ganze Strecke lückenlos zurücklegen. (Baseler Nachrichten, Basel, 7. 12. 21.) **21/51. 7.**

Ein französischer Segelflugwettbewerb wurde von dem kürzlich in Paris abgehaltenen Segelflugkongreß für 1922 beschlossen. Mit Unterstützung des Unterstaatssekretärs für Luftfahrwesen wurden bis jetzt Fr. 65000 für Preise zusammengebracht. (Le Temps, Paris, 2. 12. 21.) **21/51. 9.**

Weltluftverkehr.

Die kürzlich eröffnete Fluglinie Paris—Lausanne ist 420 km lang und wird in $3\frac{1}{2}$ h ohne Zwischenlandung durchflogen. Flugpreis: Paris—Lausanne oder umgekehrt Frs. 400 (franz.), Hin- und Rückflug Frs. 750. Die Flugzeuge haben Anschluß an den Paris—London-Dienst, so daß London von Lausanne in sechs Stunden erreicht werden kann. (La Suisse Aérienne, Bern, Nr. 21/1921.) **22/1. 4.**

Deutschland.

Vorlesungen über Luftfahrwesen (Winterhalbjahr 1921/22). Nach Mitteilung des Reichsministeriums des Innern. Angaben über luftfahrtwissenschaftliche Vorlesungen an weiteren deutschen Hochschulen und Universitäten sind nicht eingegangen; gegebenenfalls werden sie später veröffentlicht werden.

Dozent	Lehrgebiet	Art V = Vorlesung Ü = Übung	Zahl der Stunden in der Woche
	I. Universität Berlin.		
Hellmann	Allgemeine Meteorologie	V	2
»	Meteorologisches Kolloquium für Vorgerücktere	Ü	1
Leß	Praktische Witterungskunde	V	2
Hergesell	Die wissenschaftliche Erforschung der Atmosphäre im Interesse der Luftfahrt und des Wetterdienstes	V	1
Schmidt	Luftelektrizität	V	1
	II. Universität Göttingen.		
Wichert	Geophysikalisches Praktikum	Ü	nach Verabredung
	III. Universität Frankfurt am Main.		
Georgii	Allgemeine Meteorologie	V	2
»	Experimentelle und mathematische Ergänzungen zur allgemeinen Meteorologie	V	1
Linke	Sonnen- und Himmelsstrahlung	V	2
»	Meteorologische Zeit- und Streitfragen	V	1
»	Meteorologisch-geophysikalisches Kolloquium	Ü	2
	IV. Technische Hochschule München.		
Emden	Meteorologie und Klimatologie	V	2
v. Gruber	Ausarbeitung stereo-autogrammatischer Geländeaufnahmen	Ü	2
	V. Universität München.		
Schmauß	Allgemeine Meteorologie und Klimatologie	V	4
»	Klimaschwankungen	V	1
»	Anleitung zu meteorologischen Arbeiten	Ü	30
	VI. Universität Würzburg.		
Sapper	Klimatologie	V	1
	VII. Universität Leipzig.		
Wenger	Allgemeine Meteorologie	V	3
»	Arbeiten im Geophysikalischen Institut	Ü	—
»	Übungen zur Einführung in synoptisch-meteorologische Arbeiten	Ü	—
»	Geophysikalisches Seminar: Übungen zur Thermodynamik der Atmosphäre und des Meeres	Ü	—
Schiller	Grundlagen der Luftschiffahrt und Flugtechnik	V	—
Wiener u. Schiller	Selbständige physikalische Arbeiten für Vorgeschrittene (einschließlich hydrodynamische aerodynamische Probleme)	Ü	—
	VIII. Technische Hochschule Dresden.		
Föppl	Hydro- und Aerodynamik (mit Anwendungen auf die Fluglehre)	V	—
Wawrzniok	Motorenwesen	V	—
	IX. Technische Hochschule Stuttgart.		
Baumann	Freiballon- und Luftschiffbau	V	3
»	Maschinenkonstruktionen (Kraftfahrzeuge und Fahrzeugmotoren)	V	8



Dozent	Lehrgebiet	Art V=Vorlesung Ü = Übung	Zahl der Stunden in der Woche
Hammer	Barometrische Höhenmessung	V	1
»	Photogrammetrie	V	2
Hermann	Übungen in drahtloser Telegraphie	Ü	1/2 Tag
Reichenbach	Ausgewählte Kapitel aus der drahtlosen Telegraphie	V	2
	X. Technische Hochschule Karlsruhe.		
—	Automobil-, Luftschiff- und Flugzeugmotorenbau	—	—
Peppler	Praktische Witterungskunde	—	—
	XI. Technische Hochschule Darmstadt.		
Eberhardt	Freiballon- und Luftschiffbau: Theorie, Berechnung und Konstruktion	V u. Ü	je 2
»	Flugtechnik: Aerodynamik, Theorie, Berechnung und Konstruktion von Flugzeugen	V u. Ü	je 2
»	Luftschrauben: Übersicht über die neueren Propellertheorien, Entwerfen und Vermessen von Propellern	V u. Ü	je 2
»	Übungen im Freiballonfahren nach Bedarf	Ü	nach Bedarf
Schlink	Höhere Aerodynamik mit Rücksicht auf Flugzeugbau	V	2
Georgii	Aeronautische Meteorologie	V	2
	XII. Universität Gießen.		
Fromme	Meteorologie	—	—
	XIII. Technische Hochschule Braunschweig.		
Hofmann	Grundlagen für den Automobilbau (einschließlich Bau und Wesen der Flugzeugmotoren)	—	—

21/52. 13.

Vorlesungen über Luftverkehrswesen werden an der Verwaltungsakademie Berlin im Rahmen der Vorlesung des Dozenten Dr. Andersch über »Enzyklopädie der Verkehrswissenschaften« während des laufenden Wintersemesters abgehalten. Im einzelnen werden behandelt: Literatur des Luftverkehrs, geschichtliche Entwicklung, Begriffe und Arten, rechtliche Unterlagen, wirtschaftliche Bedeutung und Tarifwesen im Luftverkehr. **22/1. 3.**

Interessante Kriegsaufnahmen im Privatbesitz. Die Bildauswertestelle des Reichsarchivs in Potsdam bittet uns um Aufnahme folgender Notiz:

Es wird beabsichtigt, eine große Zahl der interessantesten Kriegsaufnahmen in Sammelalben — gebietsweise geordnet — zu vereinigen und diese zwecks Bestellung von Einzelbildern, Serien od. dgl. der Allgemeinheit zugänglich zu machen. Obgleich die Bildstelle über die meisten Aufnahmen der Truppe von sämtlichen Kriegsschauplätzen verfügt, befinden sich doch zahlreiche Aufnahmen von kriegsgeschichtlichem, kulturhistorischem oder allgemeinem Wert in privatem Besitz. In dem Bestreben, die Sammlungen möglichst lückenlos zu gestalten, werden Besitzer von besonderen interessanten Platten oder Filmen — also Inhaber des Urheberrechts für betr. Aufnahme — gebeten, zunächst je einen Bildabzug (Positiv) an die »Bildauswertestelle des Reichsarchivs, Potsdam, Brauhausberg« zwecks Auswahl einzusenden und gewünschtenfalls das Original oder Duplikat-Negativ dem Reichsarchiv für die oben genannten Zwecke zur Verfügung zu stellen. Die übersandten Bildabzüge und Negative werden in die Bestände des Reichsarchivs eingereiht. Mittel zur Erwerbung des Urheberrechtes stehen nicht zur Verfügung, jedoch ist die Bildstelle bereit, entstandene Unkosten mit M. 25 für jedes erbetene Negativ zu vergüten, falls dies vom Einsender ausdrücklich gewünscht wird.

Alle Tendenz- und Propagandabilder jeglicher Art kommen für die Sammlung nicht in Frage. Es besteht vielmehr die Absicht, nur solche Bilder aufzunehmen, welche kriegsgeschichtlichen oder kulturellen Wert haben.

Amerika.

Eine Unfallstatistik der amerikanischen Handelsluftfahrt wurde von der Nachrichtenabteilung der Manufacturers Aircraft Association für das amerikanische Staatssekretariat für Handel ausgearbeitet. In Amerika sind 1200 Flugzeuge (ohne Regierungsflugzeuge) in der Handelsluftfahrt tätig; ihnen stehen 271 Land- und Wasserflughäfen zur Verfügung, davon 145 unter behördlicher Kontrolle, 69 gehören Privaten, die übrigen dienen gleichzeitig dem Heere, der Marine oder der Postverwaltung.

Für die Zeit vom 1. 1. bis 30. 6. 21 ergibt die Statistik folgendes Bild:

Flugmeilen (amerikanische)		3250000
Ernstere Unfälle		40
Getötete Personen:		
Bei Kunstflügen	7	
Bei gewöhnlichen Flügen	7	14
Verletzte Personen:		
Bei Kunstflügen	26	
Bei gewöhnlichen Flügen	26	52
Nur Materialschaden		18

Von den vorgekommenen Unfällen sind zurückzuführen auf:

Unfähigkeit oder Fahrlässigkeit des Führers		17
Schlechte Landeplätze		10
Fehlen von Wetternachrichten		2
Fehlen von Luftkarten		2
Mangelnde Flugzeugprüfung:		
Zelle	3	
Motor	6	
Zubehör	2	11
Flugkunststücke		8
Fahrlässigkeit auf dem Boden		2
Unbekannte Ursachen		5
Summa		57

(Da oben 40 ernstere Unfälle angegeben sind, sind hier anscheinend 17 leichtere Unfälle mit berücksicht. D. Ber.)
(Aerial Age, New York, 21. 10. 21.) **21/51. 15.**

Frankreich.

Der Verkehr auf der Luftpostlinie Frankreich—Marokko verhält sich zu allen anderen französischen Luftpostlinien etwa wie 5:1. Von 351742 Luftpostbriefen, die in Frankreich während der 12 Monate von Oktober 1920 bis Oktober 1921 versandt wurden, entfallen 306181 auf die Linie Frankreich—Marokko und nur 45561 auf die übrigen Linien zusammen. Es zeigt sich also deutlich die Bedeutung großer Verkehrsentfernungen für die Entwicklung des Luftpostverkehrs. (Matin, Paris, 21. 12. 21.) **22/4. 8.**

Gegenüberstellung der amerikanischen Luftfahrtgerätausfuhr für 1920 und 1921:

Bezeichnung	August 1920		August 1921		Januar bis August 1920		Januar bis August 1921	
	Anzahl	Wert	Anzahl	Wert	Anzahl	Wert	Anzahl	Wert
Flugzeuge	—	—	5	47165 Doll.	41	381204 Doll.	35	240940 Doll.
Flugzeugteile	—	2120 Doll.	—	15005 »	—	507358 »	—	128578 »

(Aerial Age, New York, 17. 10. 21.) **22/3. 6.**

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugzeugbau. Fliegen in großen Höhen (High Altitude Flying). — F. W. Lanchester, 534. Bericht des engl. Luftfahrtbeirates (Advisory Committee for Aeronautics, Reports and Memoranda, Nr. 534), März 1918, veröffentlicht 1919, S. 1/4 (3 S., o. Abb.).

Bei Fernflügen für kriegerische oder wirtschaftliche Zwecke gestattet das Fliegen in der größtmöglichsten Höhe (Gipfelhöhe) Ersparnisse an Brennstoff und an Motorleistung, wenn allein die Fluggeschwindigkeit zugrunde gelegt wird. Beim Fliegen in 6 km Höhe 15—20 vH Brennstoffersparnis. Ein Bombenflugzeug sollte daher für große Gipfelhöhe gebaut sein. W. **22/3. 10.**

Flugzeugberechnung. Versuchsflüge mit R. E. 8-Doppeldecker bei verschiedenen Schwanzleitwerkformen. (Full Scale Experiments with Different Shapes of Tail Plane.) — H. Glauert, 532. Bericht des engl. Luftfahrtbeirates (National Advisory Committee for Aeronautics Reports and Memoranda, Nr. 532), März 1918, veröffentlicht 1919, S. 1/6 (4 S., 1 Skizz., 4 Zahltaf.).

Steuerkraftmessungen am Knüppel und Höhenruderausschlag für Trimmlage bei gegebener Fluggeschwindigkeit und bei verschiedener Flosseneinstellung. Der ursprüngliche Höhenleitwerksumriß des R. E. 8-Doppeldeckers besitzt (etwa dem Morane-Saulnier-Grundriß ähnelnd. D. Ber.) kürzere Vorder- und längere Hinterkante. Dieser Umriß erwies sich als wesentlich ungünstiger als eine Leitwerksform mit längerer Vorder- und kürzerer Hinterkante. Der rechteckige Umriß (dem B.E. 2 C entnommen) liegt bei gleichem Ruderanteil hinsichtlich gleicher Wirksamkeit etwa zwischen den beiden anderen Leitwerksumrissen. Leitwerke mit schmalen Rudern und verkürzter Hinterkante demnach empfehlenswert. Drei verschiedene Höhenflosseneinstellungen angewendet, Knüppelkräfte und Höhenruderausschläge zum Gleichgewicht bei einer bestimmten Trimmgeschwindigkeit festgestellt. Unter Zugrundelegen einer linearen Abhängigkeit der Auftriebsbeiwerte und der Momente um die Ruderachse des Höhenleitwerks vom Anstellwinkel und vom Ruderausschlag und Zurückführen der auf den Versuchsflügen gewonnenen Werte auf gleiche Leitwerksflächen, ergeben sich Vergleichswerte (Produkt aus Steuerkraft und Höhenruderausschlag) für Leitwerke gleicher Stabilität bei gleicher Trimmgeschwindigkeit, aus denen die Überlegenheit des oben gekennzeichneten Leitwerksumrisses hervorgeht. W. Hf. **22/4. 25.**

Flugzeugbeschreibung. B. A. T.-F. K. 25 »Basilisk«-Jagdeinsitzer-Doppeldecker. — Werner v. Langsdorff, Der Motorwagen, Bd. 24, Heft 33, S. 734/735 (3½ Sp., 1 Lichtb., 1 Zahltaf.). Vgl. FZM 1920, S. 61. W. **21/50. 16.**

Flugzeugbeschreibung. Tschechischer Ardea B. P. 1-Schuleindecker der Ardea-Werke, Prag. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Nr. 24, 23. Nov. 1921, S. 502 (1 Lichtb., o. nähere Angab.): auch Flugsport, Bd. 13, Nr. 24, 23. Nov. 1921, S. 523 (1 Lichtb., o. nähere Angab.). W. **21/50. 17.**

Flugzeugbeschreibung. Supermarine »Seal II«-Wasserland-Flugboot, ein Aufklärungs-Schiffsflugzeug. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering.), Bd. 21, Nr. 18, 2. Nov. 1921, S. 383/384 (3½ Sp., 4 Lichtb.); auch Flight, Bd. 13, Nr. 44, 3. Nov. 1921, S. 713/715 (5 Sp., 4 Lichtb., 3 Übersichtsskizz. o. Zahlenang.). Vgl. 20/03. 05 und 20/07. 13.

Bauart gegen die des vergangenen Jahres kaum verändert. Flugboot soll auf Deck eines Flugzeugmutterschiffes landen können und seefähig sein. Boot mit aufgesetzter Gleitfläche, ist nicht eigenstabil, trägt in der Spitze den Führersitz und hinter den Flügeln dicht hintereinander angeordnet Sitze für Beobachter und M.G.-Schützen. Tragzelle normal zweistielig; unter dem äußeren Stielpaar kleine Hilfsschwimmer. Boot mit zwei Stufen. Motor mit rechteckigem Stirnkühler und vierflügliger Zugschraube dicht unter dem Oberflügel angeordnet. Zweirädriges, seitlich an die Bootswände schwenkbares Fahrgestell. Unten ausgewölbte Höhenflosse. Entlastetes Seitenruder; darunter kleines Wasserruder. Schwanzleitwerk hochgelegt. Querruder in beiden Flügeln. Die Flügel sind nach hinten beiklappbar. Die neuen Flugboote sind zunächst für England, wahrscheinlich aber auch für Japan bestimmt.

Motor: Napier-»Lion«	450	PS
Spannweite	14,64	m
Flügeltiefe in beiden Flügeln	2,13	m
Länge	10,00	m
Höhe	4,55	m
Spannweite des Höhenleitwerkes	4,42	m
Tiefe » »	1,45	m
Militärlast (einschl. Betriebsstoffe)	815	kg
Höchstgeschwindigkeit	172	km/h
Landegeschwindigkeit	72	km/h
Flugdauer (gedrosselt)	5	h

W. **21/50. 19.**

Flugzeugbeschreibung. LFG-See-Verkehrsflugzeuge. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Nr. 24, 23. Nov. 1921, S. 490/492 (4 Sp., 3 Lichtb., 6 Übersichtsskizz. mit Maßangab.). W. **21/50. 20.**

Flugzeugbeschreibung. Hanriot-H. D. 22-Metall-Renneindecker. — Henri Bouché, L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 29, Okt. 1921, S. 392—393 (3 Sp., 1 Lichtb., 3 Skizz.). Vgl. 21/40. 23.

Der Flügelschnitt entspricht dem Göttinger Profil 430 (Joukowski-Profil, vgl. Ergebnisse der Aerodyn.-Versuchsanstalt Göttingen I, S. 80. D. Ber.) und weist hervorragende Eigenschaften in aerodynamischer und baulicher Beziehung auf. Modellversuche im Windkanal bestätigen dies. Der Hanriot H. D. 3 weist ebenfalls einen Joukowski-Flügelschnitt, das Göttinger Profil 165 II (T. B. Bd. 1, Taf. 214. D. Ber.) auf und hat sich im Fluge bewährt. Auch De Pischof verwendet bei seinen neueren Sportflugzeugen Joukowski-Flügelschnitte. Die viereckigen Metallblechholme des H. D. 22 sind in umfassenden Beschlagteilen auf den oberen Rohrholmen des Rumpfes gelagert. Der Querschnitt des Rumpfgerüstetes ist dreieckig und durch aufgezogene Holzspanten oval gestaltet. Flügel mit zwei Hauptholmen und einem Hilfsholm von Kreisquerschnitt. Flügelbespannung aus Stoff, nur die Vorderkante ist mit Blech bekleidet. Negativer Einstellwinkel. Statt des einziehbaren ist jetzt ein normales Fahrgestell vorgesehen. Flügelrippen aus Duralumin mit Gitterträgerversteifung. Fluggewicht 800 kg. Flächenbelastung bei 7,50 m^2 Tragfläche 106 kg/m^2. ((Das Flugzeug ist noch nicht geflogen! D. Ber.). W. **21/50. 21.**

Flugzeugbeschreibung. Gloucestershire-Flugzeuge. — Flight, Bd. 13, Nr. 45, 10. Nov. 1921, S. 731 (1 Sp., 4 Lichtb.).

Die Gloucestershire Aircraft Company, Ltd., Cheltenham, Glos., stellte nach Entwürfen von H. P. Folland, dem Konstrukteur der früheren British Nieuport Company folgende Flugzeuge her:

»Mars I«-Renndoppeldecker »Bamel« mit 450 PS- Napier-»Lion«-Motor.

»Mars II«-Jagdeinsitzer-Doppeldecker. Bauweise entspricht, wie die übrigen Gloucestershire-»Mars«-Flugzeuge, der des Nieuport-»Nighthawk« (vgl. ZFM 1920, S. 149), nur ist statt des (unbrauchbaren, vgl. 21/32. 32. D. Ber.) A.B.C.-»Dragonfly«-Sternmotors ein 230 PS-»B.R. 2«-Bentley-Rhône-Umlaufmotor eingebaut. Zweistieliger, gestaffelter, normal verspannter Doppeldecker mit gleichgroßen Flügeln und doppelten Querrudern. Ausgeprägte V-Stellung in beiden Flügeln. Torpedorumpf. Hohe Wendigkeit. Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe 204 km/h, in 4,6 km Höhe 177 km/h. Steigzeit auf 4,6 km Höhe 21 min. Gipfelhöhe 5,8 km. Flugbereich 480 km.

»Mars III«-Übungsflugzeug mit 230 PS-»B. R. 2«-Umlaufmotor. Zweisitzer mit Doppelsteuerung. In Bauart und Leistungen dem »Mars II« entsprechend.

»Mars IV«-Schiffsflugzeug mit Schwimmvorrichtung. 230 PS-»B. R. 2«-Umlaufmotor. Zweistieliger Doppeldecker wie vor. Einsitzer für Jagdflüge. Landfahrgestell mit vorgebauter Gleitflosse, die einem Überschlag beim Niedergehen auf einer Wasserfläche vorbeugen soll. Luftkästen im Rumpf liefern den für das Schwimmen nötigen Auftrieb. Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe 201 km/h, in 4,6 km Höhe 170 km/h. Gleiche Gipfelhöhe wie »Mars II«. Steigzeit auf 4,6 km Höhe 25 min. Weiterhin werden Flugzeuge für das Air Ministry gebaut. W. **21/50. 22.**

Flugzeugbeschreibung. Westland-»Walrus«-Schiffsflugzeug für Erkundung. — Flight, Bd. 13, Nr. 45, 10. Nov. 1921, S. 739/740 (2 Sp., 2 Lichtb.).

Normaler zweistieliger Landdoppeldecker mit Schwimmvorrichtung zum behelfsmäßigen Niedergehen auf das Wasser (»Grain«-Schwimmvorrichtung, vgl. 21/34. 34). Napier-»Lion«-Motor. Unter dem Beobachtersitz ist der Rumpf ausgebaucht und ermöglicht Beobachtung in liegender Haltung. Dahinter Platz für den Bordfunker. Flügel sind schnell abnehmbar. Neuere Flugzeuge dieser Bauart besitzen Flügel mit hohem Auftrieb (»high-lift wings«). Spannweite in beiden Flügeln 14,0 m; ganze Länge 9,2 m. W. **21/50. 23.**

Flugzeugbeschreibung. Vorführung des Alula-Hochdeckers. — C. G. G., The Aeroplane, Bd. 21, Nr. 16, 19. Okt. 1921, S. 338/339 (3½ Sp., 3 Lichtb. und Zahlenangab.).



»Alula-Flugzeug-Zerstörer«, ein Jagdeinsitzer mit 300 PS-Hispano-Suiza, bestehend aus Rumpf und Fahrgestell des Martinsyde-»Semi-Quaver«, auf dem ein freitragender Alula-Sperrholzflügel (vgl. ZFM. 1920, S. 290) unmittelbar angeordnet ist. Die öffentliche Vorführung ergab keine Besonderheiten und konnte nicht von den Vorteilen des Alula-Flügels überzeugen. W. **21/50. 24.**

Flugzeugbeschreibung. Ballila-Jagddoppeldecker vom Pulitzer-Pokal-Rennen. — Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 10, Nov. 1921, S. 224 (3 Lichtb., o. nähere Angab.). W. **21/51. 33.**

Flugzeugbeschreibung. Curtiss-Cox-»Cactus Kitten«-Renndreidecker vom Pulitzer-Pokal-Rennen. — Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 10, 14. Nov. 1921, S. 223 (2 Lichtb., o. nähere Angab.). W. **21/51. 34.**

Flugzeugbeschreibung. Curtiss-Renndoppeldecker vom Pulitzer-Pokal. — Herbert Chase, Automotive Industries, Bd. 45, Nr. 21, 24. Nov. 1921, S. 1015/16 (3 Sp., 1 Lichtb.).

Ursprünglich als Rennflugzeug erbaut, später als Jagdeinsitzer ab Juni 1921 an die U. S.-Marine geliefert. Normaler einstieliger Doppeldecker mit Stromliniendrahtverspannung und beiderseits je einem N-Stiel. Schmale, außen stark abgerundete und gleich große Flügel mit Sloane-Flügelschnitt. Oberflügel und vorderer Teil des Unterflügels mit 3,2 mm starkem Zweilagensperrholz, Hinterkante des geteilten Unterflügels mit Stoff bespannt. Oberflügel durchlaufend. Normales Leitwerk. Querruder anscheinend nur im Unterflügel. Torpedorumpf mit kleiner, spitzer Nabenhaube. Sitz mit Luftabfluß vom Kopf hinter den Flügeln. Etwas hochbeiniges, sonst normales Fahrgestell mit zwei Lamblinkühlern in den Fahrgestellschenkeln. Motor vollkommen verkleidet. Die Lamblinkühler sollen durch neuartige Flügelkühler der Curtisswerke ersetzt werden. Flugzeug hat im diesjährigen Pulitzer-Pokal-Rennen gesiegt. W. **21/52. 14.**

Flugzeugbeschreibung. Fokker F. IV-Verkehrseindecker. — Het Vliegveld, Bd. 5, Nr. 24, 26. Nov. 1921, S. 324. W. **21/52. 15.**

Flugzeugbeschreibung. JL-12-Infanterie-Eindecker. — Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 9, 7. Nov. 1921, S. 199/200 (2½ Sp., 4 Lichtb.). W. **21/52. 16.**

Flugzeugbeschreibung. Seesock-Dayko-Sportdoppeldecker.— Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 10, 14. Nov. 1921, S. 233 (1½ Sp., 1 Lichtb.).

Normaler, verspannter Einstieler mit Baldachinverstrebung. Flügelholme voll ausgeführt. Rippenstege aus Sperrholz, Gurte aus Spruce. Innenverspannung fehlt, dafür Sperrholzverstärkungen zwischen den Rippen. Vierkantiger auf der Oberseite abgerundeter Sperrholzrumpf ohne Verspannung. Rumpfholme aus Spruce mit gleichbleibendem Querschnitt. Vorderteil des Rumpfes durch vollen Aluminiumspant abgeschlossen. Leitwerk mit großen, nicht entlasteten Rudern. Knüppelsteuerung. Normales Fahrgestell mit Eschenholzstreben. Geteilter Betriebsstofftank für 7,5 l Öl und 50 l Benzin (2½ h Flugdauer). Zweiflüglige Luftschraube mit 1,83 m Durchm. und 1,85 m Steigung. W. **21/52. 18.**

Flugzeugbeschreibung. Blériot-Spad-Flugzeuge vom Pariser Salon 1921. — Flugsport, Bd. 13, Nr. 24, 23. Nov. 1921, S. 515/516 (1 S., 4 Skizz., 1 Lichtb.); Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Nr. 25, 7. Dez. 1921, S. 513/514 (1 Sp., 1 Lichtb., 1 Skizz.). W. **22/1. 24.**

Flugzeugbeschreibung. Sanchez-Besa-Mehrdecker-Sporteinsitzer von Toussaint. — L'Air, Bd. 3, Nr. 48, 5. Nov. 1921, S. 12/14 (4½ Sp., 3 Skizz.).

Die Tragzelle besteht aus 21 schmalen, geraden Flügeln, die gestaffelt und in genügendem Abstande übereinander angeordnet sind. (Der Flügelschnitt ähnelt einem Joukowsky-Profil.) Flügel aus mit Kork gefüttertem Aluminiumblech; ein Flügelholm aus Aluminiumrohr. Flügelgewicht nur 2,5 kg/m², Bruchfestigkeit 300 kg/m². Sechs schräge durchlaufende Streben verbinden die Flügel miteinander. Vor der Flügelzelle ein Sitzboot mit vornliegendem Motor und zweiflügliger Zugschraube. Fahrgestell und Flügelzelle mit dem Schwanzleitwerk durch offenen Duraluminrohr-Gitterrumpf mit Stahlbeschlägen verbunden. Leitwerk in ähnlicher Weise wie die Flügel aus Duralumin. Bekleidung mit 0,05 mm starkem Aluminiumblech. Quersteuerung durch Verdrehen eines Teiles der Flügel um das Holmrohr. Entwurf von Toussaint, dem Leiter des Instituts Aérotechnique von Saint-Cyr und Bertrand. Modellversuche im Windkanal sollen sehr gute Ergebnisse geliefert haben.

Motor Zweizyl. A.B.C. (gegenüberliegd.)	40	PS
Spannweite in allen Flügeln	4,50	m
Flügeltiefe	0,15	m
Leergewicht	rd. 200	kg

W. **22/1. 25.**

Flugzeugbeschreibung. Avia B. H. 1-Eindecker. — Flugsport, Bd. 13, Nr. 26, 21. Dezember 1921, S. 560/562 (2½ S., 3 Übersichtskizz. mit Maßangab.). W. **22/2. 11.**

Flugzeugbeschreibung. Besson-Dreidecker-Flugboote. — L'Air Bd. 3, Nr. 48, 5. Nov. 1921, S. 14 (1 Sp., 1 Lichtb.); Flugsport, Bd. 13, Nr. 24, 23. Nov. 1921, S. 518, 521 (½ S., 2 Lichtb.). W. **22/2. 12.**

Flugzeugbeschreibung. Bréguet 19A2-Militärdoppeldecker. — Flugsport, Bd. 23, Nr. 24, 23. Nov. 1921, S. 516, 517 (½ S., 2 Skizz.); Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Nr. 25, 7. Dez. 1921, S. 514 (½ Sp., 1 Skizz.). W. **22/2. 13.**

Flugzeugbeschreibung. Ernoul-Dewoittine-Zweimotoren-Verkehrseindecker (Entwurf). — Flugsport, Bd. 13, Nr. 23, 9. Nov. 1921, S. 494/495 (1 S., 1 Skizze, 1 Lichtb. des Modells). W. **22/2. 14.**

Flugzeugbeschreibung. Lioré-Olivier-Le. O. 7-Zweimotoren-Kampfdoppeldecker. — L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 30, Nov. 1921, S. 266/267 (2½ Sp., 1 Lichtb., 2 Skizz. d. Flossenverstellung).

Im Modell und Lichtbild in der Pariser Luftfahrtausstellung 1921 gezeigt. Ähnelt in Anordnung und Einzelteilen dem Le. O. 5-Zweimotoren-Kolonialdoppeldecker, nur sind an Stelle der Umlaufmotoren 300 PS-Standmotoren eingebaut. Außerhalb der Motorverstrebung beiderseits je ein senkrechtes Stielpaar und ein schräggestelltes Auslegerstielpaar. Auskragender Oberflügel. Motoren in tropfenförmige Motorgondeln vollständig eingebaut, treiben zwei Zugschrauben mit Nabenhaube an. Unter jeder Motorgondel dicht vor der Vorderkante des Unterflügels zwei nebeneinander angeordnete Lamblinkühler. Benzinbehälter in der (hinteren) Luftabflußspitze der Motorgondeln. Öltank mit Ölkühler aus Aluminium. Rumpf hat elliptischen Querschnitt und besitzt vier Duraluminrohrholme. Rumpfvorderteil (Kanzel) als M.G.-Stand ausgebildet und mit 1,5 mm starkem Aluminiumblech bekleidet. Flügelzelle aus Metallgerippe und Stoffbekleidung. Kielflosse und Höhenflosse im Fluge einstellbar. Breitspuriges Fahrgestell mit zwei Rädern und windschnittiger Verkleidung sowie Fahrgestellflügel der bekannten Le. O. 5-Ausführung. Kampfdreisitzer, kann aber auch mit von 1,50 m auf 1,70 m verbreitertem Rumpf als Verkehrsflugzeug für 8 Reisende und 3 Flugstunden gebaut werden.

Motoren, zwei Hispano-Suiza je	300	PS
Gesamtleistung	600	PS
Spannweite im Oberflügel	18,30	m
Länge über alles	11,16	m
ganze Höhe	3,75	m
Oberflügel	36,6	m²
Unterflügel	25,4	m²
Fahrgestellflügel	3,0	m²
Tragfläche	65,0	m²
Leergewicht	1,78	t
Fluggewicht (voll belastet)	3,00	t
Flächenbelastung	46,2	kg/m²
Leistungsbelastung (600 PS)	5,0	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit (nach Versuchen)	205	km/h
Gipfelhöhe	7,0	km

W. **22. 4. 26.**

Flugzeugteile. Einfluß der Lastvielfachen auf das Flügelgewicht. — B. A. Miller, Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 8, 31. Okt. 1921, S. 177/178 (3½ Sp., 1 Schaubild).

Es werden für ein dünnes R.A.F. 15 und ein dickes U.S.A. 27-Profil Tragdecks mit verschiedenem Seitenverhältnis, Flächengröße, Flügelabstand und Staffelung die Gewichte berechnet. Ergebnisse:

1. Die Querschnittsfläche der Holme wächst entsprechend dem Lastvielfachen.

2. Die Querschnittsfläche der Stiele wächst etwas mehr, als dem Lastvielfachen entspricht.

3. Das Gewicht der Tragseile wächst etwas weniger, als dem Lastvielfachen entspricht.

4. Kleine Änderung der Nutzlast bringt vernachlässigbare Unterschiede in den Tragseilen, bei großen Änderungen ist der Einfluß proportional.

5. Wenn die Holme leicht und fest entworfen, ändert die Nutzlast am Flügelgewicht bei dickem Profil nichts.

6. Das Flügelgewicht steigt weniger, als dem Lastvielfachen entspricht.

7. Bei Vergrößerung der Nutzlast kann man die Erhöhung des Gewichtes schätzen, besser ist Nachrechnung.

Annahmen.

1. Zwei Belastungsfälle, bei großem und kleinem Anstellwinkel.

2. Folgende Annahmen über die Luftkräfte:

Belastungsfall	Anstellwinkel	Gleitzahl	Druckpunktlage hinter Flügelvorderkante
Profil U.S.A. 27			
großer Anstellwinkel	16°	1/9,2	27,4 vH
kleiner Anstellwinkel	—2°	1/7,8	63,4 vH
R.A.F. 15			
großer Anstellwinkel	12°	1/10,7	29,0 vH
kleiner Anstellwinkel	0°	1/0,1	44,3 vH

3. Normales Abnehmen der Last am Flügelende.
4. Bei kleinem Anstellwinkel trägt der Unterflügel 86 vH des oberen und bei hohem 87 vH.
5. Rechteckige Flügelenden.
6. Baldachin, kein Spannturm.
7. Tragseile über Kreuz.
8. Flügelgewicht 4,93 kg/m², Flächenbelastung 40 kg/m².
9. Die Holme liegen 12 und 67 vH der Flügeltiefe von der Vorderkante entfernt.

Allgemeine Angaben.

Gesamtgewicht ohne Tragflügel	1090 kg
Spannweite	9,600 m
Flügelabstand	1,720 m
Flügeltiefe oben und unten	1,720 m
Staffelung	+0,346 m
Länge des Mittelstückes oben und unten	0,760 m
Länge des freitragenden Teiles oben und unten	2,790 m
Fläche des Oberflügels	16,4 m²
Fläche des Unterflügels	15,1 m²
Gewicht der Tragdecks	155 kg

Hn. **22/1. 26.**

Luftschiffe. Wirtschaftlichkeit des Pralluftschiffes unter besonderer Berücksichtigung der Parseval-Bauart. — Stelling, Der Luftweg, Bd. 5, Nr. 49/50, 15. Dez. 1921, S. 344 bis 346 (5 Sp., 3 Lichtb. von P. L. 27.). W. **22/1. 27.**

Materialkunde. Schlaghärteprüfer nach Rich. Baumann. — Auto-Technik, Bd. 10, Nr. 20, 23. Sept. 1921, S. 13/14 (3 Sp., 5 Abb.). Hn. **21/52. 20.**

Meßgeräte. Das Aeromechanische Laboratorium der Technischen Hochschule zu Wien. — R. Katzmayr und L. Kirste, Zeitschrift des Österr. Ingenieur- und Architekten-Vereines, Bd. 73, Nr. 38/39, 30. Sept. 1921, S. 245/247 (4⅓ Sp., 3 Abb.). Hn. **21/50. 28.**

Motorbau. Luftgekühlte Flugmotoren. — S. D. Heron, Mechanical Engineering, Bd. 43, Nr. 8, Aug. 1921, S. 526/527 (1¾ Sp., 1 Abb.).

Luftgekühlte Flugmotoren vom militärischen Standpunkt wertvoller als wassergekühlte. Bedienung erfordert weniger Sachkenntnis. Zylinder mit 2,5 l Inhalt kommen an Leistung, mittleren Kolbendruck und Zuverlässigkeit des Auspuffventiles den besten wassergekühlten Motoren gleich. Brennstoffverbrauch 10—15 vH größer. Der größte luftgekühlte Zylinder des englischen Forschungsausschusses für Luftfahrt mit 200 mm Bohrung und 250 mm Hub leistet 129 PS. Hn. **22/1. 29.**

Motorbau. Die Flugmotoren (Umfrage des L'Air). — L'Air, Bd. 4, Nr. 48, 5. Nov. 1921, S. 17/18 (3 Sp., o. Abb. Vgl. 21/41. 37 und 21/43. 54. Zuschrift von Dewoittine: Der Krieg hat sehr leichte und dabei sehr empfindliche Motoren von geringer Lebensdauer geschaffen. Der Flugzeugkonstrukteur muß heute immer noch mit derartigen Motoren rechnen, da es noch keinen Verkehrsmotor von hoher Betriebssicherheit und großer Lebensdauer gibt. Reine Verkehrsflugzeuge mit hoher Wirtschaftlichkeit gibt es bisher auch noch nicht. Die Betriebssicherheit sollte für die Friedensluftfahrt allein ausschlaggebend sein. Das Zweimotoren-Verkehrsflugzeug verdient demnach den Vorzug, zumal da es gleichzeitig auch wirtschaftlicher ist. W. **22/1. 30.**

Motorbeschreibung. Der Curtiss-CD-12-Flugmotor. — Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 20, 28. Nov. 1921, S. 273/276 (7½ Sp., 4 Abb.).

Motor vorwiegend für Renn- und Jagdflugzeuge ohne Untersetzungsgetriebe. 12 Zylinder mit 60° V-Stellung.

		Curtiss CD-12 Niedere Verdichtung	Curtis CD-12 Hohe Verdichtung
Nennleistung	PS	375	400
Normale Drehzahl	Umdr./min	2000	2000
Bremsleistung	PS	385	405
Mittlerer Kolbendruck (bei Prüfbenzin)	kg/cm²	9,8	10,2
Gewichte:			
leer	kg	317	317
mit Kühlwasser	kg	358	358
mit Kühler und Kühlwasser	kg	418	418
Motoreinheitsgewichte:			
leer	kg/PS	0,825	0,795
mit Kühlwasser	kg/PS	0,935	0,885
mit Kühlwasser und Kühler	kg/PS	1,09	1,030
Brennstoffverbrauch	g/PS h	227	227
Ölverbrauch	g/PS h	3,6	3,6
Verdichtungsverhältuis		5,7:1	6,1:1

Allgemeine Angaben über Curtiss CD-12-Motor:

Länge	1440 mm
Breite	720 mm
Höhe	890 mm
Hub	152 mm
Bohrung	114 mm
Ölsumpf faßt	19 l

Motorbeschreibung. Unbrauchbarkeit des A.B.C.-»Dragonfly«-Motors. — D. W. Thorburn, L'Air, Bd. 3, Nr. 48, 5. Nov. 1921, S. 19 (½ Sp., o. Abb.). W. **22/1. 32.**

Motorbeschreibung. Der Armstrong-Siddeley-»Lynx«. — Flight, Bd. 13, Nr. 46, 17. Nov. 1921, S. 750 (¾ Sp., 1 Abb.).

Der von der Armstrong-Siddeley-Motor-Car Co., Ltd., Coventry, hergestellte »Lynx« ist luftgekühlt. 7 Zylinder in Sternform. Stahllaufbuchsen in die halbkugelförmigen Zylinderköpfe aus Aluminium eingeschraubt. Aluminiumkolben. Schwimmender Kolbenbolzen. Die Bolzen, die Neben- und Hauptstangen verbinden, schwimmen ebenfalls. Kurbelwelle aus einem Stück. Patentierter Doppelöl-Kreislauf. Überflüssiges Öl wird weggesaugt. Doppelzündung. Ein Planetengetriebe treibt die Nockenscheibe mit $^1/_6$ Kurbelwellendrehzahl. Die Ansaugvorrichtung liegt hinten und hat in ihrem sternförmigen Mittelteil einen Ventilator, der den Füllungsgrad ein wenig verbessert. Der Vergaser hat einen Heizmantel aus Guß ohne Schweißstellen zur Heizung des Gemisches mit Abgasen.

Zahlenangaben:

Normale Bremsleistung	165 PS
Drehzahl derselben	1650 Umdr./min
Höchstleistung	175 PS
Drehzahl derselben	1750 Umdr./min
Bohrung	127 mm
Hub	140 mm
Benzinverbrauch	234 g/PSh
Ölverbrauch	13 g/PSh

Hn. **22/2. 15.**

Motorbeschreibung. Der Armstrong-Siddeley-»Jaguar«. — Flight, Bd. 13, Nr. 46, 17. Dez. 1921, S. 750 (¾ Sp., 1 Abb.).

Doppelsternmotor mit Einzelteilen des Lynx.

Zahlenangaben:

Normale Bremsleistung	330	PS
Drehzahl derselben	1650	Umdr./min
Höchstleistung	355	PS
Drehzahl derselben	1750	Umdr./min
Zylinderzahl	14	
Hub	140	mm
Bohrung	127	mm
Leergewicht	326	kg
Einheitgewicht	0,99	kg/PS
Länge	1090	m
Durchmesser	1170	mm

Hn. **22/2. 16.**

Motorbeschreibung. Der 160 PS-Beardmore. — Flight, Bd. 13, Nr. 46, 17. Nov. 1921, S. 750/751 (1 Sp., 2 Abb.).

Die Beardmore Aero Engine, Ltd., 112. Great Portland Street, London, W. 1, baut und konstruiert keine neuen Flugmotoren,

sondern vertreibt den alten 160 PS, von dem sie noch große Lagerbestände hat.

Sechszylinder-Reihenstandmotor, Wasserkühlung. Graugußeinzelzylinder. Kupferne Wassermäntel. Kurbelwelle seitlich im Kurbelgehäuse. Blattfeder. Eine Stoßstange für Ein- und Auslaßventil des gleichen Zylinders. Zwei Vergaser. Doppelzündung. Ventillose Kolbenölpumpe. Geschmiedete Stahl-Kolben. Vgl. ZFM 1920, S. 62.

Normale Drehzahl	1200 Umdr./min
Hub	175 mm
Bohrung	142 mm
Benzinverbrauch	256 g/PSh
Ölverbrauch	12 g/PSh

Hn. **22/2. 17.**

Motorbeschreibung. Der Bristol-»Jupiter«. — Flight, Bd. 13, Nr. 46, 17. Nov. 1921, S. 751/752 (2 Sp., 1 Abb., 1 Bremsdiagramm).

Vgl. ZFM 1920, S. 244. Stärkster luftgekühlter Flugmotor. 9 Zylinder in Sternform. 3 Vergaser, die je 3 Zylinder speisen. 2 Ein- und 2 Auslaßventile je Zylinder. Steuerung durch Nocken mittels Planetengetriebe auf $^1/_8$ Kurbelwellendrehzahl untersetzt. Die Massenkräfte der Schubstangen werden durch ein Gegengewicht, das am Kurbelarm geführt wird, durch die Hauptschubstange von außen fast ganz aufgenommen. Doppelölpumpe hinten. 9-Zylinderzündapparate über der Ölpumpe. Planetenuntersetzungsgetriebe.

Leistung mit 6 Zylindern	193	PS
Drehzahl dabei	1250	Umdr./min
Benzinverbrauch dabei	292	g/PSh
Ölverbrauch dabei	18	g/PSh
Hub	146	mm
Bohrung	190	mm
Normale Drehzahl	1850	Umdr./min
Luftschraubendrehzahl	1200	Umdr./min
Bremsleistung dabei	450	PS
Einheitsgewicht	0,73—0,77	kg/PS

Hn. **22/2. 18.**

Motorbeschreibung. Zweitakt-Umlaufmotor von Paul Petit. — Flugsport, Bd. 13, Nr. 26, 21. Dez. 1921, S. 559 (½ S., 1 Skizz.).
W. **22/2. 19.**

Motorbeschreibung. Peugeot-Motoren der Pariser Luftfahrtausstellung. — André Lesage, L'Air, Bd. 3, Nr. 49, 20. Nov. 1921, S. 16/17 (½ Sp., o. Abb.).

Muster L 41. Zwölfzyl. mit 60° V. Aluminiumzylinder mit Stahllaufbuchse. Aluminiumkolben. Kurbelwelle mit sieben Lagern, von denen die beiden äußeren als Rollenlager ausgebildet sind. Eine Nockenwelle mit Kipphebeln. Zwei Ein- und zwei Auslaßventile je Zylinder. Druckölschmierung durch zwei Doppelpumpen mit Zahnradantrieb. Zündung durch vier Magnete mit zwei Kerzen je Zylinder. Andrehkurbel, Anlaßmagnet und Druckluftanlasser. (Vgl. Flugarchiv 2017.)

Nennleistung	600 PS
Hub	175 mm
Bohrung	160 mm
Drehzahl	1650 Umdr./min

Muster 16X hat 16 Zylinder in X-Form. Neuer Vergaser. Jouffret-Untersetzungsgetriebe.

Nennleistung	500 PS
Hub	170 mm
Bohrung	130 mm

In Konstruktion:

Muster 16MX. Überverdichtend mit Höhenvergaser. 16 Zylinder in 45° X-Stellung. Luftschraube auf 1000—1200 Umdr./min untersetzt.

Nennleistung	450 PS
Hub	130 mm
Bohrung	120 mm

Muster 16 L. 16 Zylinder in V-Stellung. Luftschraube auf 900—1000 Umdr./min untersetzt.

Nennleistung	550 PS
Hub	180 mm
Bohrung	130 mm

Hn. **22/3. 11.**

Motorbeschreibung. Salmson-Motoren der Pariser Luftfahrtausstellung. — André Lesage, L'Air, Bd. 3, Nr. 49, 20. Nov. 1921; S. 17 (1 Sp., 2 Abb.).

Muster AB9 mit Luftkühlung. Neun Zylinder in Sternform.

Nennleistung	200	PS
Normale Drehzahl	1500	Umdr./min
Hub	170	mm
Bohrung	125	mm
Gewicht	240	kg
Einheitsgewicht	1,2	kg/PS

Muster Z 9. Wasserkühlung. Neun Zylinder in Sternform.

Nennleistung	250	PS
Normale Drehzahl	1550	Umdr./min
Hub	170	mm
Bohrung	125	mm
Gewicht	225	kg
Einheitsgewicht (leer)	0,90	kg/PS

Muster CM 9. Wasserkühlung. Neun Zylinder in Sternform.

Nennleistung	260	PS
Normale Drehzahl	1600	Umdr./min
Hub	170	mm
Bohrung	125	mm
Gewicht	250	kg
Einheitsgewicht (leer)	0,96	kg/PS

Muster AZ9. Wasserkühlung. Neun Zylinder in Sternform.

Nennleistung	300	PS
Normale Drehzahl	1500	Umdr./min
Hub	170	mm
Bohrung	140	mm
Gewicht	330	kg
Einheitsgewicht (leer)	1,10	kg/PS

Muster Z 18. 18 Zylinder. Doppelstern. Wasserkühlung.

Nennleistung	500	PS
Normale Drehzahl	1600	Umdr./min
Hub	170	mm
Bohrung	125	mm
Gewicht	425	kg
Einheitsgewicht (leer)	0,85	kg/PS

Hn. **22/3. 12.**

Motorbeschreibung. Bréguet-Motor der Pariser Luftfahrtausstellung. — André Lesage, L'Air, Bd. 3, Nr. 49, 20. Nov. 1921, S. 18 (¾ Sp., 1 Abb.).

450 PS-Doppelmotor bestehend aus zwei nebeneinandergestellten Achtzylinder-Reihenstandmotoren. Zwei Ein- und ein Auslaßventil je Zylinder. Steuerwelle mit Kipphebeln oben. Auspuff innen. Vergaser außen.

Nennleistung des Motors	450 PS
Bremsleistung einer Motorhälfte	260 PS
Drehzahl dabei	220 Umdr./min
Hub	160 mm
Bohrung	108 mm
Größtmögliche Drehzahl	2400 Umdr./min

Hn. **22/4. 27.**

Motorbeschreibung. Farman-Motoren der Pariser Luftfahrtausstellung. — André Lesage, L'Air, Bd. 3, Nr. 49, 20. Nov. 1921, S. 17 (¾ Sp., o. Abb.).

200 PS-Schnelläufer hat acht Zylinder mit 90° V-Stellung. Steuerwelle im Kurbelgehäuse. Stoßstangen. Gehäusekühlung durch Ansaugluft. Untersetzungsgetriebe mit vier Kegelrädern.

Nennleistung	200 PS
Normale Drehzahl	1800 Umdr./min
Hub	160 mm
Bohrung	110 mm

400 PS-Motor hat zwölf Zylinder in 60° V-Stellung. Vier Ventile je Zylinder. Eine Steuerwelle im Kurbelgehäuse. Elektrischer Anlasser Blériot-Phi. Zahnradölpumpe. Ansaugleitung und Untersetzungsgetriebe wie beim 200 PS-Motor.

Nennleistung	400 PS
Normale Drehzahl der Kurbelwelle	1500 Umdr./min
Normale Drehzahl der Luftschraube	900 Umdr./min
Hub	160 mm
Bohrung	120 mm

Hn. **22/4. 28.**

Motorbeschreibung. Panhard et Levassor-Motoren der Pariser Luftfahrtausstellung. — André Lesage, L'Air, Bd. 3, Nr. 49, 20. Nov. 1921, S. 15 (1 Sp., o. Abb.).

Alle drei Motoren haben je zwölf Stahlzylinder mit 60° V-Stellung, obenliegende Steuerwelle mit Kipphebeln, Aluminiumkolben, zwei 12 Zyl.-Zündmagnete und Zahnrad-Ölpumpen.

Muster V 12 M. Direkter Luftschraubenantrieb. Höhenvergaser.

Nennleistung	500 PS
Normale Drehzahl	1600 Umdr./min
Hub	170 mm
Bohrung	165 mm

Muster V 12 J2. Sieben Kurbelwellenlager. Vier 6-Zyl.-Zündapparate. Luftschraube auf 1000 Umdr./min untersetzt. Drei Öl- und zwei Wasserpumpen.

Nennleistung	350 PS
Normale Drehzahl	1800 Umdr./min
Hub	170 mm
Bohrung	115 mm

Muster V 12 L. Direkter Luftschraubenantrieb. Vier Öl- und zwei Wasserpumpen. Zwei 12-Zyl.-Zündmagnete.

Nennleistung	500 PS
Normale Drehzahl	1600 Umdr./min
Hub	170 mm
Bohrung	145 mm

Hn. **22/4. 30.**

Motorbeschreibung. Gnôme et Rhône-Motoren der Pariser Luftfahrtausstellung. — André Lesage, L'Air, Bd. 3, Nr. 49, 20. Nov. 1921, S. 18 (½ Sp., 1 Abb.).

Muster	Nennleistung PS	Zylind.-zahl	Hub mm	Bohrung mm	Norm.-Drehzahl Umdr./min	Gewicht kg	Einheitsgewicht kg/PS
Z 9	60	9	106	84	1450	68	1,13
C	80	9	140	105	1200	92	1,15
JB	120	9	170	112	1200	132	1,10
R	170	9	170	152	1360	166	0,98

Hn. **22/4. 29.**

Motorbeschreibung. Renault-Motoren der Pariser Luftfahrtausstellung. — André Lesage, L'Air, Bd. 3, Nr. 49, 20. Nov. 1921, S. 14/15 (3 Sp., 1 Schnittzeichn.).

Firma zeigt drei alte Motoren und zwei neue nach den Richtlinien der Service Technique de l'Aéronautique erbaute.

Zahlengaben über die älteren Renault-Motoren:

Nennleistung	PS 300	450	550
Zylinderzahl	12	12	12
V-Stellung	50°	60°	60°
Bohrung . . . mm	125	134	160
Hub . . . mm	150	180	180
Hub: Bohrung	1,2	1,12	1,12
Verdichtungsverhältnis	1:5	1:5	1:5,3
Leistung . . . PS	320	460	575
Drehzahl bei derselben . Umdr./min	1600	1600	1600
Gewicht . . . kg	380	430	650
Einheitsgewicht . . . kg/PS	1,19	0,94	1,18
Benzinverbrauch . . . g/PSh	260	260	260
Ölverbrauch . . . g/PSh	25	25	25
Doppelzündung durch Zündmagnete	4 SEV-Cb	2 SEV-H 12	2 SEV-H 12
Vergaser: zwei Zenith-Doppelvergaser	55-DJ	65-DJ	75-DJ
Zylinder: Stahl mit Stahlkühlmantel	2 in Block	Einzeln	Einzeln
Zahl der Kurbelwellenlager	4	7	7
Zahl der Ölpumpen	2	4	4

Aluminiumkolben. Haupt- und angelenkte Nebenschubstange. Die beiden neuen Motoren haben Untersetzungsgetriebe. Der 400 PS-Motor ist für die Marine bestimmt. Zwölf Einzelstahlzylinder. 60° V-Stellung.

Hub	180 mm
Bohrung	134 mm
Hub: Bohrung	1,34
Verdichtungsverhältnis	1:4,7
Gewicht mit elektr. Anlaßmotor	628 kg
Einheitsgewicht	1,32 kg/PS

Leistung:

Drehzahl der Kurbelwelle Umdr./min	Drehzahl der Luftschraube Umdr./min	Bremsleistung PS
1800	1200	475
1650	1100	455
1500	1000	425
1350	900	390

Untersetzungsverhältnis	1,5:1
Benzinverbrauch	260 g/PSh
Ölverbrauch	20 g/PSh

Doppelzündung durch zwei Zündmagnete S.E.V.-H. 12. Zwei Schmierölpumpen. Stirnraduntersetzungsgetriebe mit Preßölschmierung. Steuerwellen mit Kipphebeln auf den Zylindern. Vier Ventile je Zylinder. Zwei Zenith-Doppelvergaser 65 D. J. Elektrischer Anlaßmotor mit Bendix-Ein- und Ausrückung.

Der 350 PS-Motor hat Planetenuntersetzungsgetriebe. Einzelheiten wie bei dem 400 PS

Gewicht mit Anlaßmotor und Luftschraubennabe	557 kg
Einheitsgewicht (400 PS)	1,39 kg/PS
Benzinverbrauch	260 g/PSh
Ölverbrauch	20 g/PSh

Leistung:

Drehzahl der Kurbelwelle Umdr./min	Drehzahl der Luftschraube Umdr./min	Bremsleistung PS
1500	1000	400
1410	940	380
1350	900	365
1200	800	325

Hn. **22/4. 31.**

Motorteile. Das neue Rolls-Royce-Untersetzungsgetriebe. — The Aeroplane, Bd. 21, Nr. 16, 19. Okt. 1921, S. 346/348 (2½ Sp., 2 Abb.).

Kein Verbrennungsmotor mit ganz gleichmäßigem Drehmoment und ohne Möglichkeit von Verdrehschwingungen. Bei kritischen Drehzahlen treten Überhitzen der Luftschraubennabe, Brüche am Getriebe oder an der Kurbelwelle ein. Dies wird verursacht durch eine Lamellenkupplung, die nur ein bestimmtes Drehmoment überträgt und bei Überschreiten dieses Drehmomentes gleitet. Sie liegt vor dem Planetengetriebe und wird durch Federn zusammengepreßt.

Um plötzliche kurze Drehmomentschwankungen von der Steuerwelle fernzuhalten, bekommt diese eine federnde Klauenkupplung. Ihre Schwingungen werden durch eine Lamellenkupplung mit drei Lamellen gedämpft. Hn. **21/50. 30.**

Motorteile. Guß von Aluminiumzylindern. — E. H. Dix, Mechanical Engineering, Bd. 43, Nr. 8, Aug. 1921, S. 526/527 (2 Sp., 3 Lichtb., darunter Vergrößerung des Schnittes der Verbindung von Stahllaufbuchse mit Zinküberzug und dem angegossenen Aluminiumkühlmantel).

Die beste Verbindung zwischen Laufbuchse und angegossenem Aluminium wird durch vorheriges Verzinnen oder Verzinken erzielt. Verzinken wird vorgezogen, da der Schmelzpunkt von Zink höher liegt. Ventilsitze und Zündkerzengewinde aus Phosphorbronze mit 3 vH Zinn, um gleichen Ausdehnungswert zu erzielen.

Beim Gießen eines luftgekühlten Zylinders mit 200 mm Bohrung und 250 mm Hub entstand über der Stahllaufbuchse ein bedeutender Riß. Nach starkem Vorwärmen der Form blieb er aus, dafür trat ein neuer Riß zwischen den Ventilsitzen ein.

Versuche mit Aluminiumlegierung, enthaltend 8 vH Kupfer, 10 vH Kupfer bzw. 7 vH Kupfer mit 1 vH Zinn, Rest Aluminium, ergaben Risse. Eine Silizium-Aluminiumlegierung zeigte keine Risse. Hn. **22/1. 33.**

Strömungslehre. Lastverteilung beim Doppeldecker (The Contribution of the Seperate Planes to the Forces on a Biplane (R. A. F. 15. Section). — W. L. Cowley und H. Levy, 589. Bericht des engl. Luftfahrtbeirates (Advisory Committee for Aeronautics, Reports and Memoranda, Nr. 589), Febr. 1919, veröffentlicht 1919, S. 1/6 (½ S. Text, 7 Zahltaf., 7 Schaub. der Meßergebn.).

Untersuchung sollte Unterlagen für statische Berechnungen liefern. Abgesehen von negativer Staffelung (Oberflügel nach rückwärts gestaffelt) und gleichzeitigem kleinen Anstellwinkel trägt der Oberflügel zum Auftrieb am meisten bei. Bei dem untersuchten Doppeldeckermodell mit R.A.F. 15-Flügelschnitt verschwindet der Auftrieb zwischen —1° und —2° Anstellwinkel (gewöhnlich bei —1,5°). In allen Fällen tritt der Höchstwert des Auftriebs am Unterflügel bei einem größeren Anstellwinkel als am Oberflügel ein. Die Gleitzahl des vorliegenden Flügels ist bei Staffelung stets günstiger als die des anderen Flügels. Ohne Staffelung ist die Gleitzahl des Oberflügels günstiger als die des Unterflügels. Die Druckpunktwanderung ändert sich im allgemeinen nur wenig. Flügelabstand bei allen Versuchsanordnungen gleich der Flügeltiefe. Untersucht wurden +30°, 0° und —30° Staffelung. Anstellwinkelbereich: —6° bis zum Höchstwert des Auftriebs. W. **22/2. 25.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt



Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

5. Heft | **15. März 1922** | **13. Jahrgang**

INHALT:

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zum Preise von M. 14.—(ab 1. April 1922 zum Preise von M. 16.—) vierteljährlich bezogen werden. Lieferungen nach dem Ausland werden unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- uud Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien (Fr. 24.—), England (sh. 12.—), Dänemark (Kr. 10.—), Frankreich (Fr. 24.—), Japan (Yen 3.—), Italien (Lire 35.—) Luxemburg (Fr. 24.—), Niederlande (fl. 7.—), Norwegen (Kr. 11.—), Schweden (Kr. 10.—), Spanien (Pes. 15.—), Schweiz (Fr. 14.—), V. St. A. (Doll. 3.—).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 1.— für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf 80 Pf. für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand**, die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

5. Heft 15. März 1922 13. Jahrgang

Zeichnerische Berechnung der Geschwindigkeiten von Flugzeugen im Geradeaus- und Kurvenflug.

Von Adolf Rohrbach.

1. Das Kurvenblatt.

Um Zeit zu sparen und um mit nicht verzerrten Maßstäben, wie sie beispielsweise für andere zeichnerische Flugleistungsrechnungen mit logarithmischer Teilung Verwendung finden, möglichst anschaulich zu übersehen, welchen Einfluß Veränderungen der Konstruktion auf die Flugleistungen haben, wurde vor Jahren ein Kurvenblatt zur zeichnerischen Berechnung von Fluggeschwindigkeit und Steigfähigkeit im Geradeausflug geschaffen. Die Einfügung einer weiteren Kurvenschar in jenes Nomogramm ermöglicht neuerdings seine Verwendung auch zur Ermittlung der Geschwindigkeit, Steigfähigkeit und Flügelüberlastung bei Kreisflügen. Obwohl das Kurvenblatt, soweit der Geradeausflug in Frage kommt, schon in den TB beschrieben wurde[1]), sei hier soviel wiederholt, wie zum Verständnis der neu hinzugekommenen Kreisflugberechnung nötig ist.

Mittels des Nomogrammblattes (Abb. 1 und 2) können für Flugzeuge von gegebenen Luftwiderstandsbeiwerten für beliebige Flügelbelastungen und Flughöhen die Werte der Quotienten N_g/G, Linie sg, und N_k/G, Linie sk, als Ordinaten über den zugehörigen, als Abszissen dienenden Fluggeschwindigkeiten in einfacher Weise gezeichnet werden. Hierbei bedeutet G das Gewicht des Flugzeuges in kg und N_g die im Geradeausflug, N_k die im Kreisflug zur Überwindung des Flugwiderstandes gerade hinreichende Leistung in PS. Damit erhalten die Quotienten N_g/G und N_k/G die Dimension einer Geschwindigkeit. Diese Geschwindigkeit ist gleich der Fallgeschwindigkeit, mit welcher das Flugzeug sinken muß, um — solange ihm keine Motorleistung zur Verfügung steht — mit der zu N_g (N_k) gehörigen Geschwindigkeit v_g (v_k) gleiten zu können.

Wenn wir zunächst nur die Berechnung des Geradeausfluges betrachten, so bildet die Grundlage für das Nomogramm die Beziehung

$$\frac{N_g}{G} = \frac{c_w}{c_a} \cdot v_g \quad . \quad . \quad (1)$$

wo bekanntlich:

$$v_g = \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{2}{c_a \cdot \varrho}} \quad . \quad . \quad (2)$$

Hierin ist: F = Flügelinhalt in m² und ϱ = Maßendichte der Luft.

Das Kurvenblatt besteht aus dem oberen Hauptteil, auf welchem die Luftwiderstandswerte c_a und c_w des ganzen Flugzeuges in Form der Lilienthalschen Polaren p, sowie die Rechnungsergebnisse sg entsprechend Gleichung (1) gezeichnet werden, sowie aus dem unteren Hilfsteil, in welchem mittels zweier Linienscharen f und h die bei einer gewissen Flughöhe und einer gegebenen Flügelbelastung beliebigen Auftriebsbeiwerten zugeordneten Fluggeschwindigkeiten nach Gl. (2) ermittelt werden.

Die rechte untere Ecke des oberen Hauptteiles des Kurvenblattes dient als Koordinatenanfang für die Auftragung der Luftwiderstandsbeiwerte und der Rechnungsergebnisse. Dabei werden die Werte der c_w als Ordinaten, eine Einheit gleich 5 mm, und die Werte von c_a als Abszissen, eine Einheit gleich 1 mm, aufgetragen. Der Maßstab für den Quotienten N_g/G und N_k/G wird so angenommen, daß entsprechend Gl. (1) das rechtwinkelige Dreieck mit den Katheten c_w und c_a dem Er-

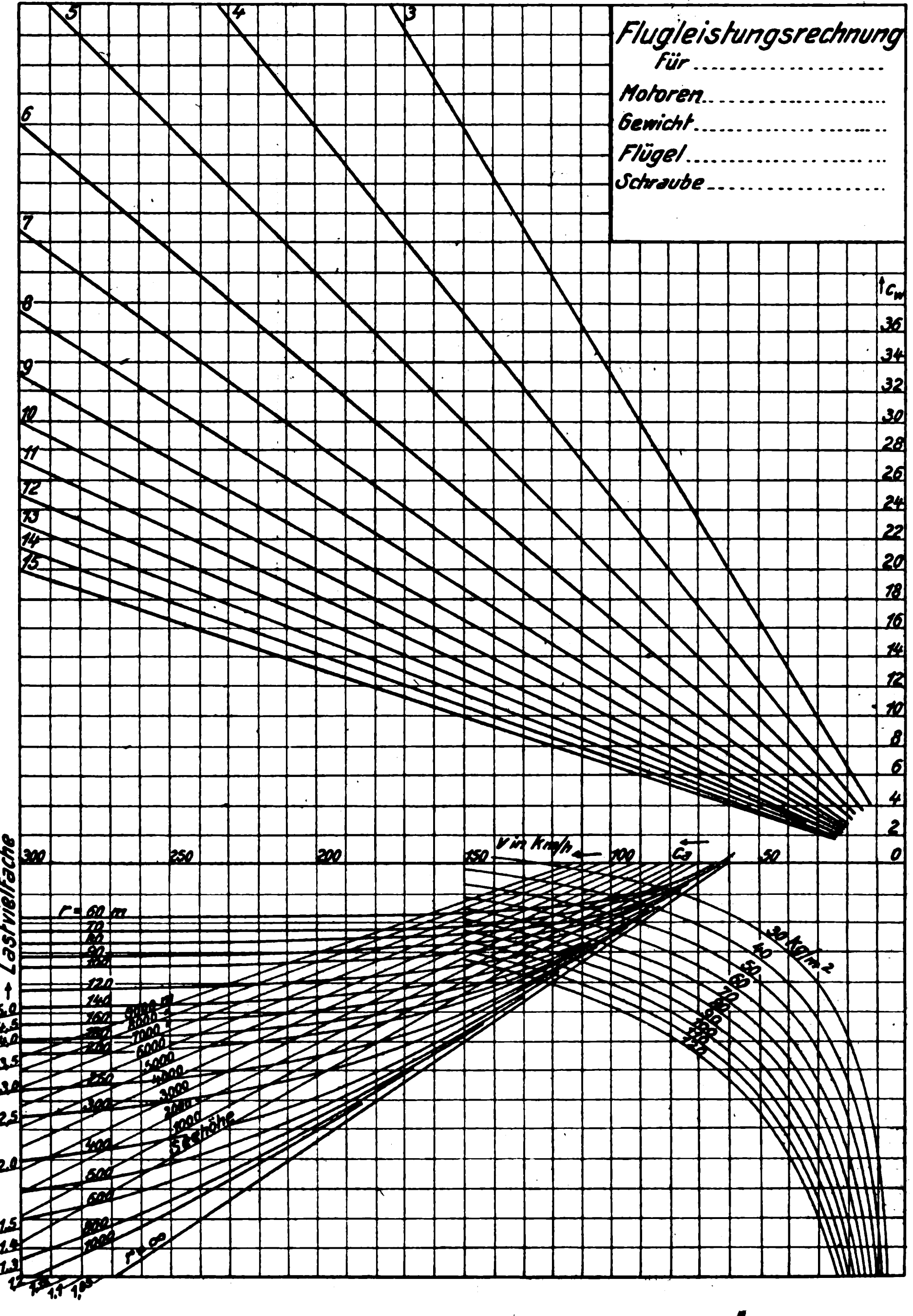


Abb. 1. Maßstab 1 : 2,5.

[1]) Rohrbach und Lupberger, Zeichnerisches Verfahren zur Berechnung der Geschwindigkeit und des Steigvermögens der Flugzeuge, TB III, Seite 218.

gebnisdreieck mit den Katheten v_g und N_g/G ähnlich ist, so daß also einander zugeordnete Punkte der Polaren und der N_g/G = Linie sg auf ein und demselben durch den Koordinatenursprung führenden Strahl i liegen.

Der untere Hilfsteil des Kurvenblattes enthält rechts das Bündel der Hyperbeln gleicher Flügelbelastung. Um dieses zu erhalten, sind zunächst nach Gl. (2) für in bestimmten Stufen auseinander liegende Beträge von G/F (hier 30, 40, 50 ... kg/m²) beim Flug in Bodennähe zusammengehörige Wertepaare von c_a und v_g zu bestimmen. Die Werte von v_g werden nun als Ordinaten nach unten zu bei den zugehörigen Abszissen c_a abgetragen. Danach können die Hyperbeln f gezogen werden. Der Koordinatenursprung für diese Linien

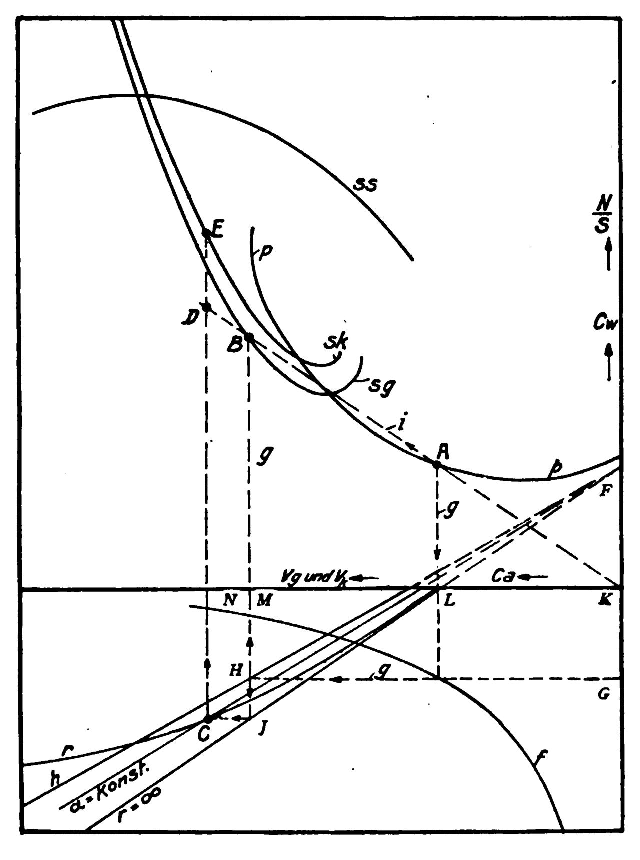


Abb. 2.

gleicher Flügelbelastung liegt dabei 40 mm oberhalb der Ober- und Unterteil des Kurvenblattes voneinander trennenden Linie. Der Maßstab für die Auftragung der v_g-Werte kann an sich beliebig sein; hier ist 1 m/s gleich 2 mm. Die Neigung der Geraden für Flug in Seehöhe ist dem für v_g gewählten Maßstabe so anzupassen, daß als Maßstab für die Fluggeschwindigkeiten die schon für die Werte von c_a benutzte Skala Verwendung finden kann, daß also 1 km/h = 1 mm. Die übrigen Höhengeraden — sie sind für Höhenstufen von je 1000 m bis 9000 m gezeichnet — laufen strahlenförmig ebenfalls durch den Koordinatenanfang der Hyperbeln gleicher Flügelbelastung. Dabei ist ihre Neigung so gewählt, daß die Entfernungen von der rechten Kurvenblattseite bis zu ihren Schnittpunkten mit einer beliebigen Wagrechten sich umgekehrt wie die Wurzeln aus den zugehörigen Luftdichten verhalten.

Beim Kreisflug lastet auf den Flügeln die Mittelkraft aus Gewicht und Fliehkraft. Daher ist die Geschwindigkeit jedes Flugzeuges im Kreisfluge größer als im Geradeausflug in derselben Höhe mit gleichem Anstellwinkel und derselben Belastung. Das Verhältnis dieser Geschwindigkeiten wird gegeben durch:

$$k = \frac{v_k}{v_g} = \sqrt[4]{\frac{1}{1 - \left(\frac{v_n^2}{g \cdot r}\right)^2}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

wo r = Kreisradius in m, g = Erdbeschleunigung in m/s². Dieser Gleichung entspricht die auf der linken Seite des Kurvenblatthilfsteiles die Höhengeraden kreuzende Kurvenschar r, und zwar in folgender Weise: Die in beliebiger Richtung gezogene Gerade für $r = \infty$ und eine Reihe der Kurven r ergeben mit jeder Wagrechten durch die Kurvenschar Schnittpunkte. Die Abszissen dieser Schnittpunkte stehen nun in dem durch Gl. (3) gegebenen Verhältnis, wenn man die Abszisse des Schnittes irgendeiner Wagrechten mit der Geraden für $r = \infty$ mit v_g, sowie die des Schnittes derselben Wagrechten mit einer der Kurven für einen endlichen Wert von r mit v_k bezeichnet. Jeder Strahl, den man sich durch den Schnitt der Geraden für $r = \infty$ mit der rechten Kurvenblattseite so gezogen denkt, daß er die Schar der r-Kurven schneidet, entspricht damit einem bestimmten Wert von k. An sich interessieren die Werte von k wesentlich weniger als die beim Kreisflug auftretende Flügelüberlastung α, welche mit k durch die Beziehung $k^2 = \alpha$ verbunden ist. Man erhält daher die Geraden gleicher α, indem man von den in der Umgebung der linken unteren Ecke des Nomogrammes angegebenen Werten von α die Verbindungslinien nach dem Schnitt der Geraden für $r = \infty$ mit der rechten Nomogrammseite zieht. Die Schnittpunkte der Linien gleicher Kreisradien mit einer solchen α-Geraden zeigen dann die Geschwindigkeit, mit welcher ein Kreis des betreffenden Radius durchflogen werden muß, wenn die Flügel um den Wert α mehr belastet werden sollen als im Geradeausflug. Entsprechend Gl. (1) kann man schreiben:

$$\frac{N_k}{G \cdot \alpha} = \frac{c_w}{c_a} \cdot v_k \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

Hieraus kann der Wert des Quotienten N_k/G entweder rein rechnerisch oder durch Verbindung von Zeichnung und Rechnung gewonnen und über der zugehörigen Geschwindigkeit v_k abgesetzt werden. Dabei bedeutet der einer Steiggeschwindigkeit von 1 m/s entsprechende Wert von N_k/G, ebenso wie der gleiche von N_g/G, eine Strecke von 18 mm.

2. Der Rechnungsgang.

Man zeichnet zunächst das Polardiagramm p, und zwar um 90° gegen die gewohnte Lage gedreht. Die der in Frage kommenden Flügelgröße und Belastung nach Gl. (2) entsprechende Hyperbel f zieht man, am besten farbig, nach. Ebenso wird die zur gegebenen Flughöhe gehörige Gerade h und die dem gedachten Kreisradius zugeordnete Kurve r hervorgehoben. Von irgendeinem Punkte A der Polaren p ausgehend wird nun die Linie g an der Hyperbel f und an der Geraden h rechtwinkelig umgebrochen. Der Schnitt von g mit dem Strahl i vom Koordinatenursprung durch den Ausgangspunkt A von g liefert den Punkt B, dessen Abszisse die für den Geradeausflug zu den übrigen Größen gehörende Fluggeschwindigkeit, und dessen Ordinate den zugeordneten Wert von N_g/G angibt. Geht man vom Schnittpunkt zwischen g und der Höhengeraden h zunächst zur Linie $r = \infty$ und von da, rechtwinkelig umbiegend, zur Kurve r des gewählten Kreisradius, so zeigt die Abszisse des mit letzterer erhaltenen Schnittes C die zu den übrigen Größen und zum Punkt A der Polaren gehörige Geschwindigkeit im Kreisfluge an. Der Strahl i schneidet auf der Senkrechten durch C den Punkt D aus. Gemäß Gl. (4) ist die Ordinate von D im Verhältnis 1 : α zu vergrößern bis E, wenn man den Wert N_k/G erhalten will. Jedem Punkt A der Polaren ist so ein Punkt B der Kurve sg und ein Punkt E der Linie sk zugeordnet.

Trägt man im gleichen Maßstab noch die Linie ss der durch die verfügbare Schraubenleistung N_s gegebenen Werte von N_s/G ein, so hat man die jeder beliebigen Fluggeschwindigkeit zugehörigen Größen der — positiven oder negativen — Steiggeschwindigkeiten; denn diese sind den Unterschieden der Ordinaten von ss einerseits und sg oder sk anderseits proportional.

Um die Abhängigkeit der Höchstgeschwindigkeit oder der Steiggeschwindigkeit von der Flughöhe oder dem Kreisradius zu erhalten, ist die Rechnung für eine Reihe von Flughöhen oder Kreisradien zu wiederholen, indem man weitere zusammengehörige Linienpaare sg, sk, ss zeichnet. Die beschriebene Rechnungsweise gewährt den Vorteil, daß bei einer Änderung der Schwebeeigenschaften des Flugzeuges die für die Kraftanlage

charakteristischen Linien *ss* unverändert benutzt werden können. Umgekehrt kann man bei der so häufigen Änderung der Kraftanlage in einem Flugzeug, dessen Schwebeeigenschaften nicht verändert wurden, die Linien *sg* und *sk* unverändert den neuen *ss*-Linien gegenüberstellen.

3. Beweis.

Durch die Fahrstrahlen *g* wird die Spitze *H* des Dreiecks *HFG* bestimmt, das im Lauf der Rechnung zwar nicht gezeichnet wird, aber in Abb. 2 der Deutlichkeit wegen einmal vervollständigt wurde. Dabei ist gemäß der Entstehung des Kurvenblattes die Strecke *FG* proportional der nach Gl. (2) berechneten Fluggeschwindigkeit v_y, die zur Flügelbelastung der Hyperbel *f* und dem Auftriebsbeiwert des Punktes *A* gehört. Die Kathete *HG* stellt dieselbe Geschwindigkeit v_g in einem solchen Maßstab dar, daß die c_a-Teilung gleichzeitig zum Ablesen der Geschwindigkeit in km/h verwendet werden kann, wobei gleichzeitig noch die Luftdichte durch die verschiedene Neigung der *h*-Linien richtig berücksichtigt wird. Nach dieser Konstruktion ist im Dreieck *KMB* die Kathete *KM* der Geschwindigkeit v_g proportional, während die Kathete *MB* zufolge der Ähnlichkeit der Dreiecke *LAK* und *MBK* gemäß Gl. (1) proportional N_g/G ist. Durch den Linienzug *HIC* wird entsprechend der Entstehung des Kurvenblattes die Kathete *KN* des den beiden eben genannten gleichfalls ähnlichen Dreiecks *NDK* proportional v_k, womit dessen andere Kathete *ND* wie vorhin proportional $v_k \cdot c_w/c_a$ wird. Die Vergrößerung von *ND* um *a* ergibt somit nach Gl. (4) in *NE* eine dem Quotienten N_k/G proportionale Strecke.

Zeichnerische Berechnung der Leistungen von Luftschrauben nach Modellversuchen.

Von Adolf Rohrbach.

1. Die Aufgabe.

Die besten und die umfassendsten heute vorliegenden Modellversuche an Luftschrauben sind die von Durand und Lesley veröffentlichten[1]). Zur Anwendung der Versuchsergeb-

[1]) Durand and Lesley, Experimental Research on Air-propellers, Reports Nr. 14, 30, 64, 109 of National Advisory Committee for Aeronautics, U. S. A.

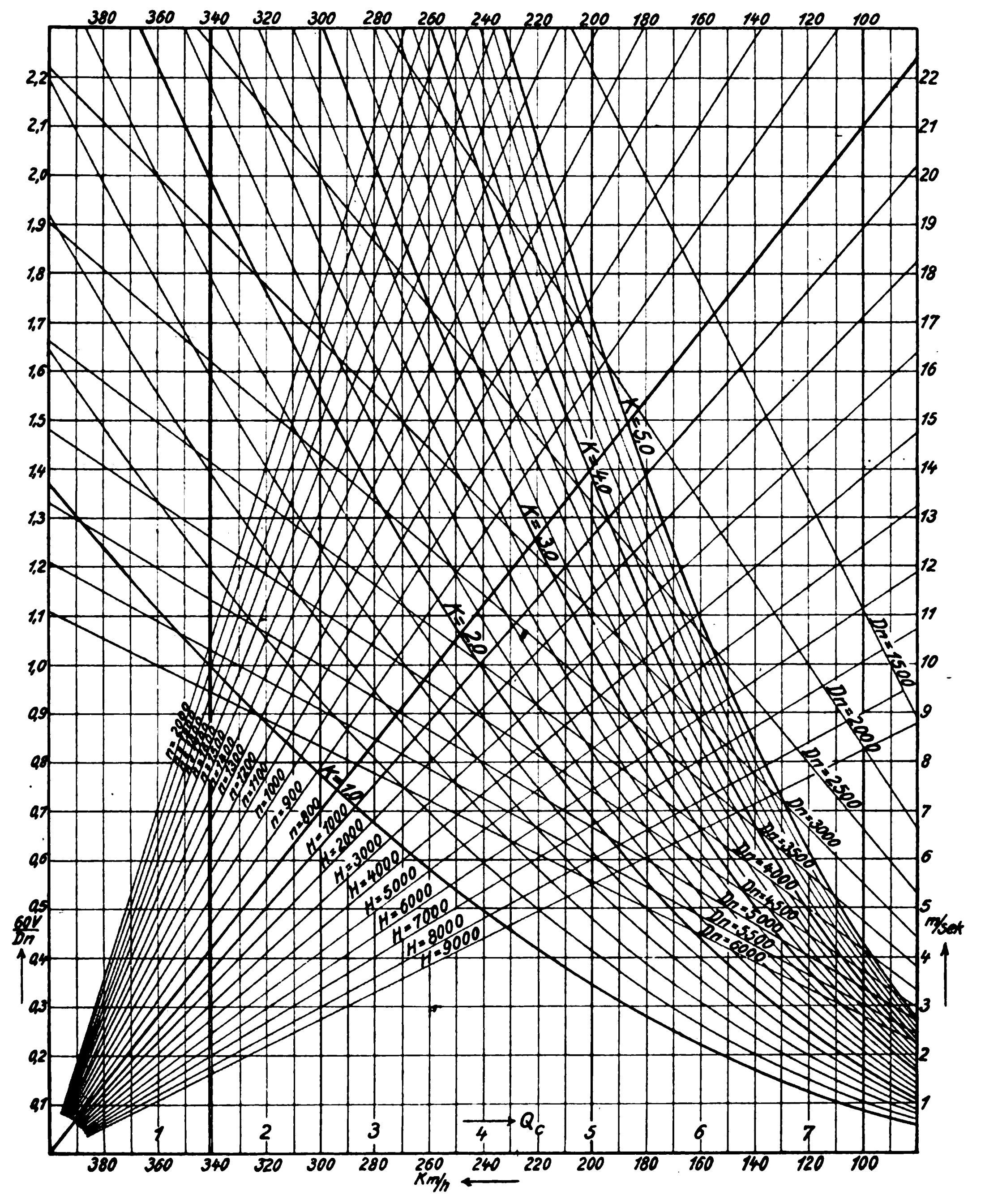


Abb. 1. Maßstab 1 : 2,5.

nisse sind jenen Berichten besondere Blätter beigefügt, auf denen die Berechnung nach dem Verfahren der Aneinanderreihung verschieden gerichteter Strecken mit logarithmischem Maßstab ausgeführt werden kann. Diese Rechnungsweise ist so wenig anschaulich, und die im Laufe der Arbeit entstehenden Linienzüge überdecken sich so vielfach, daß leicht Irrtümer vorkommen. Um diesen Übelstand zu beseitigen, und da es zudem erwünscht war, die Werte N_s/G unmittelbar als Kurve in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit im gleichen Maßstab zu erhalten, in welchem das eben beschriebene Nomogramm die Quotienten N_g/G und N_k/G gibt, wurde ein neues Kurvenblatt (Abb. 1 und 2) zur zeichnerischen Berechnung der Luftschrauben ausgearbeitet.

Die Grundlage dieses Nomogrammes bildet die Gleichung für die von der Schraube aufgenommene Leistung:

$$\frac{N_m}{G} = \frac{Q_c \cdot \gamma \cdot v^2 \cdot n \cdot D^3}{G \cdot 716000} \quad \quad (1)$$

Hierin bedeutet:

D = Durchmesser der Schraube in m,
G = Flugzeuggewicht in kg,
N_m = von der Schraube aufgenommene Leistung in PS,
N_s = von der Schraube abgegebene Leistung in PS,
M = von der Schraube aufgenommenes Drehmoment in mkg,
v = Fluggeschwindigkeit in m/s,
n = Drehzahl in Uml./min,
γ = Luftdichte in kg/m³,
Q_c = Drehmomentenbeiwert der amerikanischen Berichte,

den die Dimension $(m/s^2)^{-1}$ entsprechend der Beziehung:

$$Q_c = \frac{1000 \cdot M}{\gamma \cdot v^2 \cdot D^3} \quad \quad (2)$$

kennzeichnet. Man findet in den erwähnten Veröffentlichungen die Werte von Q_c, sowie diejenigen des Schraubenwirkungsgrades η, in Abhängigkeit von $60\frac{v}{D\,n}$ angegeben. Die in Gl. (1) enthaltenen Größen D und G, sowie die Zahl 716000 werden zusammengefaßt zu:

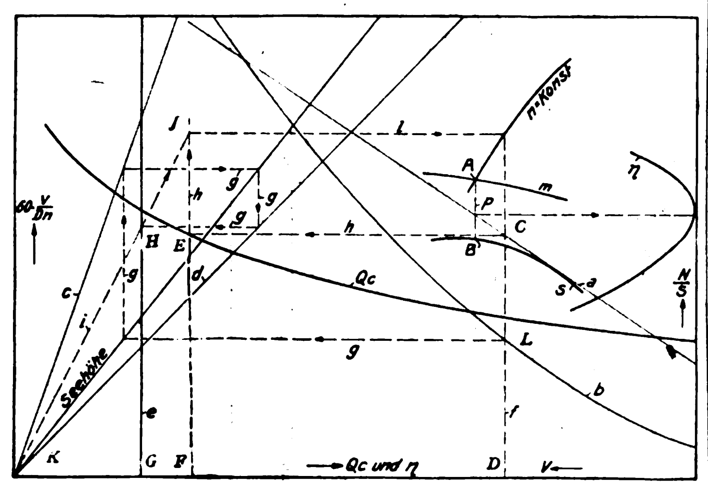


Abb. 2.

$$c = \frac{D^3}{G \cdot 716000} \quad \quad (3)$$

so daß:

$$\frac{N_m}{G} = Q_c \cdot \gamma \cdot v^2 \cdot n \cdot c \quad \quad (1a)$$

Nachdem man gemäß dieser Gl. (1a) mittels des Nomogrammes für verschiedene Drehzahlen die Werte von N_m/G in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit gezeichnet hat, macht es keine Schwierigkeiten, festzustellen, bei welchen Betriebszuständen die zur Verfügung stehende Motorleistung gerade der bei der gleichen Drehzahl von der Schraube aufgenommenen Leistung N_m gleicht. Durch Multiplikation mit den zu den gleichen Betriebszuständen gehörigen Schraubenwirkungsgraden erhält man die zu der von der Schraube abgegebenen Leistung N_s gehörigen Werte N_s/G in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit.

Um die in diesem Nomogramm gefundenen Werte von N_s/G in einfacher Weise zur Berechnung der Flugleistungen in das erste Kurvenblatt übertragen zu können, müssen die der linken Seite von Gl. (1a) entsprechenden Größen N_m/G im gleichen Maßstab erscheinen, in welchem dort N_g/G und N_k/G gezeichnet wurde. Die übrigen Maßstäbe sind also so zu wählen, daß man für die linke Seite von Gl. (1a) $\frac{1}{75} \cdot \frac{PS}{kg} = 1$ m/s = 18 mm erhält.

2. Das Kurvenblatt.

Im fertigen Kurvenblatt (Abb. 1) werden auf ein und derselben Fläche einerseits die Ausgangswerte, nämlich die Modellversuchsergebnisse, Linien Q_c und η (Abb. 2), und anderseits die Endwerte der Rechnung, also die zu verschiedenen Fluggeschwindigkeiten gehörigen Quotienten N_s/G, Linie s in Abb. 2, gezeichnet. Für die Auftragung der Modellversuchswerte bildet die linke untere Ecke des Kurvenblattes den Koordinatenursprung. Die Ordinaten hierfür werden durch die am linken Rande angeschriebenen Größen von $60 \cdot \frac{v}{D \cdot n}$ gemessen, wobei der Wert 1,0 dieses Produktes gleich einer Strecke von 180 mm ist. Die zu verschiedenen Beträgen des Produktes $60\frac{v}{D \cdot n}$ gehörigen Versuchswerte der Momentenzahl Q_c und des Luftschraubenwirkungsgrades η werden als Abszissen aufgetragen. Hierbei ist eine Einheit von Q_c gleich 40 mm, während dem Wirkungsgrade $\eta = 1$ eine Strecke von 400 mm entsprechen würde.

Zum Übergang von dieser Auftragung der Modellversuchsergebnisse in die eigentliche Rechnung dient das Strahlenbündel a (Abb. 2), von welchem in Abb. 1 die zu 10 verschiedenen, in gleichmäßigen Stufen fortschreitenden Werten von $D\,n$ gehörigen Geraden gezeichnet sind. Der Ausgangspunkt des Strahlenbündels a, zugleich der Koordinatenanfang für die Zeichnung des Rechnungsergebnisses, liegt auf der Verlängerung der unteren Grenzlinie der Zeichnung 400 mm von ihrer linken Ecke entfernt.

Für die zu diesem rechts liegenden Koordinatenursprung gehörenden Rechnungsergebnisse des Kurvenblattes werden die reziproken Werte N/G der Leistungsbelastung als Ordinaten durch einen Maßstab von 1 m/s = 18 mm gemessen. Auf der Abszissenachse findet man wie bei dem zugehörigen Flugleistungsnomogramm die Fluggeschwindigkeiten angegeben, wobei wie dort 1 km/h = 1 mm. Zur Durchführung der Berechnung sind noch die Parabelschar b (Werte von c), die beiden Strahlenbündel c (Werte von n) und d (Werte der Flughöhe H), sowie endlich die Proportionalitätsachse e notwendig. Der Scheitel der Parabelschar fällt mit dem Ausgangspunkt des Strahlenbündels a, dem Koordinatenursprung, zusammen. Für 20 verschiedene, in gleichmäßigen Stufen fortschreitende Werte von c findet man in Abb. 1 die zugehörigen Parabeln gezeichnet, deren Abszissen gleich v und deren Ordinaten gleich $c \cdot v^2$ sind. Ebendort zeigt das Bündel c die Geraden für 13 gleichweit auseinander liegende Beträge von n zwischen $n = 800$ und $n = 2000$. Ebenso gibt das Bündel d 10 Gerade für von Seehöhe um je 1000 m bis 9000 m wachsende Flughöhen. Die Proportionalitätsachse e steht 59,2 mm vom linken Zeichnungsrande entfernt senkrecht auf der Abszissenachse.

3. Der Rechnungsgang.

Man zeichnet zunächst die Versuchsergebnisse für die gewählte Schraubenform in Gestalt der Q_c- und η-Linien in das Kurvenblatt ein. In den Linienbündeln a, b, c, d zieht man, am besten farbig, die zu den gegebenen oder angenommenen Größen von $D\,n$, c, n, H gehörigen Linien nach.

Zunächst wird nun die von der Schraube bei der Drehzahl n aufgenommene Leistung ermittelt. Hierzu zieht man die zu irgendeiner Fluggeschwindigkeit gehörige Ordinate f. Durch deren Schnittpunkt mit der Parabel b geht man längs der an den Geraden c, d und »Seehöhe« mehrfach gebrochenen Linie g bis zur Proportionalitätsachse e. Den auf dieser ge-



troffenen Punkt H verbindet man durch den Strahl i mit der linken unteren Ecke K des Kurvenblattes. Ferner zieht man vom Schnittpunkte der Ordinaten f mit der Geraden a die an der Q_c-Kurve gebrochene Linie h bis zum Schnitt I mit i. Die Entfernung IF zwischen diesem letzten Schnittpunkte von i mit h und der Abszissenachse ist die gesuchte Größe N_m/G; sie wird durch den Zug l auf der Ordinaten f abgetragen. In derselben Weise wird der Wert von N_m/G, welcher ja der von der Schraube aufgenommenen Leistung proportional ist, für andere Fluggeschwindigkeiten bestimmt. Man erhält so als Darstellung der Gesamtheit der Quotienten N_m/G die Kurve n = konst.

Die Ermittlung der von der Schraube abgegebenen Leistung N_s ist nun einfach. Für die Motorbremsleistung N bei der zur Kurve n = konst. gehörigen Drehzahl n wird die Länge der dem Wert N/G im Maßstab des Nomogrammes entsprechenden Ordinate errechnet. Der Punkt A der Kurve n = konst, dessen Ordinate p der so errechneten gleicht, gibt die Fluggeschwindigkeit an, bei welcher die Schraube gerade die vom Motor abgegebene Leistung verbraucht. Man verlängert nun die Ordinate p durch A und erhält so, indem man bei der Geraden a rechtwinkelig umbiegt, im Schnitt mit der η-Kurve den zu A gehörigen Schraubenwirkungsgrad. Dieser gibt an, in welchem Verhältnis die Ordinate von A zu verkleinern ist, damit die Ordinate von B den zu dem von der Schraube abgegebenen Leistung gehörigen Wert von N_s/G darstellt. Die Wiederholung dieser Rechnung für andere Werte von n liefert weitere Punkte A und B, und als deren Gesamtheit endlich die der vom Motor abgegebenen Leistung zugeordnete Linie m, sowie die der abgegebenen Schraubenleistung zugehörige Kurve s. Diese letzte ist dann in das zuvor beschriebene Nomogramm zur Berechnung der Flugleistungen zu übertragen. Die Arbeit kann sehr vereinfacht werden, indem man bei Wiederholung der Rechnung für weitere Drehzahlen und Flughöhen die meisten der anfangs gezogenen Linien f, g, h usw. wieder benutzt.

4. Beweis.

Entsprechend der Entstehung des Kurvenblattes stellt die Strecke CD den Wert von $60 \cdot \frac{v}{D \cdot n}$ dar, der zu dem Dn der jeweils gewählten Geraden a und zu der Fluggeschwindigkeit des Punktes D gehört. Hiernach ist aber die Strecke KF, die Abszisse von E, gleich der Größe von Q_c, die dem durch DC dargestellten Wert von $60 \cdot \frac{v}{D \cdot n}$ zugeordnet ist. Man übersieht ohne weiteres, daß die durch den Linienzug g aus der Strecke DL, die ihrerseits das Produkt $c \cdot v^2$ darstellt, auf der Proportionalitätsachse e gefundene Strecke HG dem Produkt $\gamma \cdot v^2 \cdot n \cdot c$ proportional (Gl. 1a)) sein muß. Zufolge der Ähnlichkeit der Dreiecke HGK und IFK, dessen Kathete KF ja gleich Q_c ist, wird die Strecke IF proportional dem Gesamtwert der linken Seite von Gl. (1a). Dabei sind die Maßstäbe der Zeichnung und die Strecke KG, wie man sich leicht überzeugen kann, so gewählt, daß die Strecke IF den Wert von N_m/G so darstellt, daß entsprechend der geforderten Übereinstimmung dieser Maßstäbe in beiden Nomogrammen $\frac{1}{75} \cdot \frac{\text{PS}}{\text{kg}} = 1 \text{ m/s} = 18 \text{ mm}$. Der Weg von der Strecke IF über die Kurven für n = konst, m und η bis zur gesuchten Linie s für die Werte N_s/G bedarf bei seiner großen Einfachheit keines Beweises mehr.

Die Bausicherheits-Vorschriften für Flugzeuge.

Von Hugo H. Kromer, Frankenhausen.

Jeder Interessierte wird die Ausführungen Herrn Rohrbachs in Nr. 1 der ZFM mit größter Befriedigung verfolgt haben, und sie verdienen gerade im jetzigen Zeitpunkt dick unterstrichen zu werden, wo wir uns in absehbarer Zeit auf die neuen Wege des Verkehrs- und Sportflugzeugbaues einstellen werden und neue Sondervorschriften in der Art der BLV noch nicht bestehen. Die Zwecke und Aufgaben der neuen Flugzeugbauarten, die entstehen werden, und deren Wesensart werden so verschiedenartiger Natur sein, daß sie sich einfach nicht in einen festen Vorschriftsrahmen, wie die BLV es waren, hineinpressen lassen.

Man muß ihnen weitesten Konstruktionsspielraum lassen und dennoch für ihre Zuverlässigkeit und Gebrauchssicherheit sorgen.

Dieser Forderung kommen Rohrbachs Vorschläge in jeder Weise entgegen.

Ich selbst hatte bei meiner Lehrtätigkeit im Laufe der letzten Jahre wiederholt Gelegenheit, mich mit der Bausicherheitsfrage zu beschäftigen und bei diesem Anlaß wiederholt von den faustregelartigen BLV-Daten abgesehen, um unabhängig hiervon den wirklichen aerodynamischen Verhältnissen nachzugehen. Hierbei bin ich öfters auf zu kleine Sicherheiten gekommen, während sich unter den untersuchten Flugzeugen, soweit mir deren Daten einwandfrei bekannt waren, auch solche fanden, für welche erheblich geringere Bausicherheiten ausreichend gewesen wären. Zu ersteren zählten namentlich neuere, durch ausgezeichnete Flugeigenschaften bekannte Flugzeuge, während letztere meist Flugzeuge mit hoher Leistungsbelastung und ungünstigeren Widerstandsverhältnissen waren, wie sie in neuester Zeit als kleine Sportflugzeuge hie und da auftauchen.

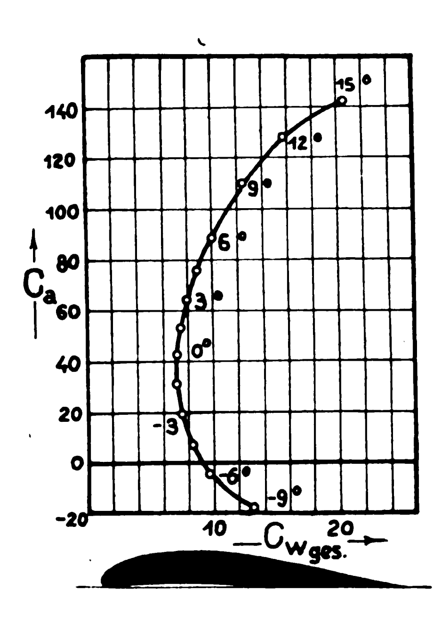


Abb. 1.

Auf Grund der Kannschen Arbeiten über den Kreisflug war ich seinerzeit für den A-Fall zu dem Faktor 2,60 gelangt, mit welchem der Wert

$$\sqrt[3]{358 \frac{\left(\frac{c_a^3}{(c_{w\,ges})^2}\right)_{max} \cdot \eta^2}{\left(\frac{G}{N_0}\right)^2 \cdot \left(\frac{G}{F}\right)}}$$

zu multiplizieren ist, um das erforderliche Lastvielfache zu erhalten. Nach Rohrbachs Ermittlungen scheint auch mir sein Durchschnittswert von $\sigma_A \cong 2{,}5$ vollkommen ausreichend zu sein.

Für die Tatsache, daß diese neue Bestimmungsmethode für das Lastvielfache des A-Falles unter Umständen auch erheblich kleinere Werte als die BLV ergibt, scheint mir die Mitteilung der Untersuchung an einem der genannten kleinen neuzeitlichen Kleinsportflugzeuge mitteilenswert.

Das entworfene Flugzeug ist ein Eindecker und hat ein Fluggewicht von $G_{ges} = 300$ kg, 10 m² Tragfläche und einen kleinen 30 PS-Haake-Motor. Unter den gegebenen Verhältnissen ist der Luftschraubenwirkungsgrad zu $\eta = 0{,}75$ zu veranschlagen. Das Flügelprofil ist das Göttinger Profil 321. Die Polarkurve des ganzen Flugzeuges ($c_{w\,ges} = c_w + c_w'$) ist in Abb. 1 dargestellt, während Abb. 2 den Verlauf der

Leistungszahl $\frac{c_a^3}{(c_{wges})^2}$ veranschaulicht. Der Maximalwert findet sich hieraus zu 81.

Somit findet sich für dieses Flugzeug, wenn man nach Rohrbach $\sigma_A = 2{,}5$ setzt, als Lastvielfaches für den A-Fall:

$$2{,}5 \sqrt[3]{358 \cdot \frac{81 \cdot 0{,}75^2}{10^2 \cdot 30}} = \sim \underline{4{,}4 \text{ fach}}$$

gegenüber dem BLV-Wert von 5fach bzw. 6,5fach.

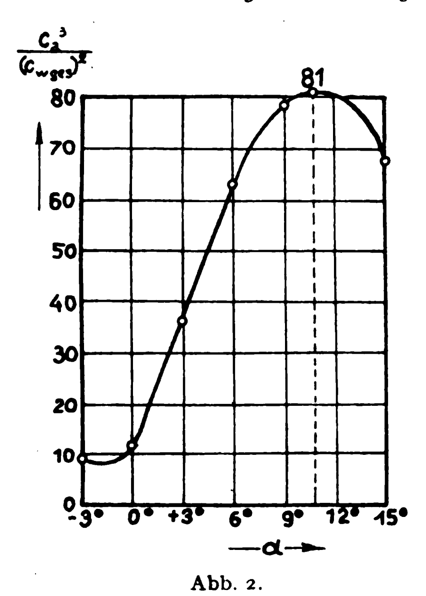


Abb. 2.

Man erkennt unzweifelhaft die Unmöglichkeit, durch einfaches Vorschreiben des Lastvielfachen für bestimmte Flugzeuggruppen den zahlreich vorkommenden Eigenheiten hinreichend Rechnung zu tragen, um einerseits sicheren Bau zu gewährleisten und anderseits für schwachmotorige Kleinflugzeuge weite Entwicklungsmöglichkeit zu lassen.

Auch auf die Verhältnisse beim Sturzflug weist Rohrbach besonders hin, ohne indessen näher darauf einzugehen. Geht man von der Gleitgeschwindigkeit

$$v = \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{2}{\varrho \cdot r}}$$

aus, worin

$$r = \sqrt{c_a^2 + (c_{wges})^2}$$

und ϱ die Massendichte der Luft ist, und nimmt den Gleitwinkel $\varphi = 90^0$ an, so hat man es mit dem Sturzflug zu tun. Sieht man sich dieses r in der Polarkurve bei verschiedenen Gleitwinkeln an, so findet man bei einzelnen Profilen, daß r bereits ein Minimum geworden ist, bevor $\varphi = 90^0$, d. h. bevor der Sturzflug erreicht ist und daß demnach das Flugzeug nicht im Sturzflug, sondern bei kleinerem Gleitwinkel seine größte Gleitgeschwindigkeit erreicht. Bei den meisten gebräuchlichen

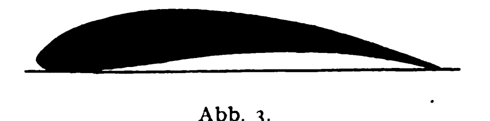


Abb. 3.

Profilen ist der Unterschied zwischen dem betr. Gleitwinkel und dem senkrechten Sturzflug nicht sehr groß, aber z. B. bei dicken und dabei stark gewölbten Profilen ähnlich Abb. 3, die unter Umständen bei Segelflugzeugen anzutreffen sein werden, kann der Unterschied eine beachtenswerte Größe erreichen.

Über Windbeeinflussung durch Gebirge.

(Zweite Mitteilung.)

Von Walter Georgii, Frankfurt a. M.

In der ZFM, Heft 1 ds. Js., wurden bei Behandlung der Frage der Windbeeinflussung durch Gebirge zunächst die Verhältnisse über dem Gipfel eines Berges besprochen. Es zeigte sich, daß durch Drachenaufstiege im Gebirge in geeigneter Weise die erzwungene Hebung der Luft festgestellt werden kann, und daß sich einfache Gesetzmäßigkeiten zwischen der Einflußhöhe und der Höhe des Gebirges ergeben. Zur Charakterisierung der Luftströmung an einem Gebirge gehört aber außer der Einflußhöhe auch die Bestimmung der horizontalen Reichweite der Gebirgseinwirkung. Die horizontale Reichweite gibt die Entfernung an, in der vor dem Gebirge die Aufwärtskrümmung der Stromlinien beginnt oder hinter dem Gebirge die gekrümmten Strombahnen wieder in horizontale Linien übergehen. Wie sich die Einflußhöhe aus einer vertikalen Temperaturzunahme über dem Berggipfel feststellen ließ, so kann man die Reichweite aus einer horizontalen Temperaturzunahme neben dem Gebirge ableiten.

Nehmen wir beispielsweise an, daß in der unbeeinflußten Atmosphäre ein vertikaler Temperaturgradient von $\Delta t_0 = 0{,}5^0$ für 100 m besteht, so erhalten wir bei einer Bodentemperatur von 10^0 in 1000 m Höhe eine Temperatur von 5^0. Auf dem Berggipfel wird infolge Hebung der untersten Stromlinie um 1000 m und adiabatischer Abkühlung um $\Delta t = 1^0$ auf 100 m gleichzeitig nur eine Temperatur von 0^0 herrschen. Die Stromlinien der übrigen Schichten kommen in Bergeshöhe um so wärmer an, je geringer sie gehoben und adiabatisch abgekühlt werden. Die Stromlinien der 200 m Schicht haben im 1000 m Niveau eine Temperatur von 1^0, die der 800 m Schicht von 4^0. In der freien Atmosphäre neben dem Gebirge nimmt die Temperatur horizontal also solange zu, bis sie die Temperatur der unbeeinflußten Atmosphäre erreicht hat (Abb. 1). Von dieser Stelle an bleibt die Temperatur in demselben Niveau konstant. Nimmt man also Luftsondierungen durch Drachenauf-

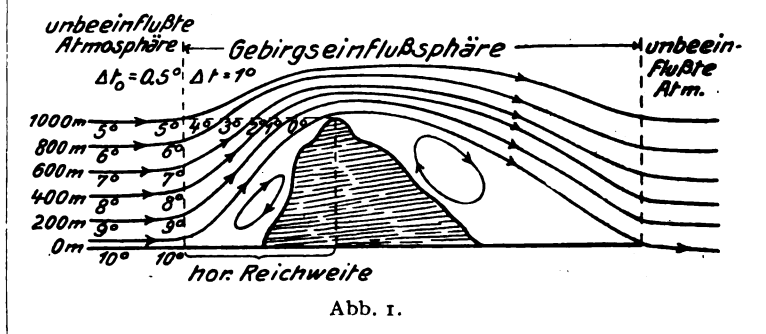


Abb. 1.

stiege in verschiedenen Abständen von dem Gebirge vor, so kann man den Punkt bestimmen, von dem an die Temperatur seitlich sich nicht mehr wesentlich ändert und hat so die horizontale Reichweite des Gebirges. Theoretisch ist diese Methode der Bestimmung der Reichweite eines Gebirges einwandfrei. Tatsächliche Beobachtungen liegen aber seither noch nicht vor, da eine planmäßige Luftsondierung durch Drachenaufstiege im Umkreis eines Gebirges noch nicht angestellt wurde.

Wenn wir trotzdem zu einem allgemeinen Resultat über die Reichweite des Gebirges gelangen wollen, müssen Beobachtungen anderer Art benutzt werden. Im Lee eines Gebirges beobachtet man häufig eine wolkenfreie Zone, während das Gebirge selbst und das weiter abgelegene Land unter Wolken liegt. Die wolkenfreie Zone wird durch die im Lee absteigende und sich hier dynamisch erwärmende Luftströmung gebildet. Die Breite des wolkenfreien Gebietes gibt infolgedessen die Ausdehnung der abwärts gekrümmten Stromlinien und hierdurch auch die horizontale Reichweite des Gebirgseinflusses an. Eine einzelne Beobachtung dieser Art wurde von H. Ficker auf einer Ballonfahrt über die Alpen am 6. Oktober 1911 gemacht. Die absteigende Luftströmung im Lee der Kalkalpen hatte einen wolkenfreien Raum über dem Alpenvorland bis südlich München erzeugt. Der Einfluß der 2500 m hohen Kalkalpen erstreckte sich also bei einer Windstärke von 6—10 m/s über 55 km ins Vorland. Weitere Beobachtungen habe ich am Taunus in Frankfurt a. M. angestellt. Es wurde festgestellt, unter welchem Höhenwinkel Beginn und Ende der wolkenfreien Zone im Lee des Taunus erschienen. Aus diesen Winkeln und der herrschenden Wolkenhöhe ließ sich

dann leicht der Abstand der wolkenfreien Zone vom Gebirge berechnen. Die Messungen hatten folgendes Ergebnis:

Datum	Windrichtung u. Stärke Frankfurt a. M.	Feldberg i. Taunus	Reichweite d. Gebirgseinflusses
31. Okt. 21 10h abds.	NNW 2	NNW 6	11,6 km
31. » 21 11h 30m abds.	NNW 2	NNW 6	14,0 »
6. Nov. 21 vorm.	W—NW 2	NW 7	14,9 »
7. Nov. 21 vorm.	WNW 4	WNW 8	12,3 »
7. Nov. 21 nachm.	WNW 3	NW 4	14,2 »
8. Nov. 21 vorm.	W 2	NNO 4	14,2 »
4. Jan. 22 vorm.	W 2—3	NW 4	16,0 »
		Mittel:	13,9 km

Im Mittel erstreckt sich also die horizontale Reichweite des 880 m oder relativ zur Ebene 760 m hohen Taunus 14 km in das Vorgelände. Zur Ableitung allgemeiner Gesetzmäßigkeiten reichen aber auch diese Beobachtungen noch nicht aus. Genügend Material für alle Höhenlagen läßt sich aber auf andere Weise leicht beschaffen. Man benutzt zur Bestimmung der Reichweite des Gebirgseinflusses einfach die Regenmessungen. Bekanntlich nimmt die Regenmenge mit Annäherung an ein Gebirge stetig zu und erreicht auf dem Gebirgsgipfel ein Maximum. Die Regenkarten haben deshalb mit ihren Linien gleicher Regenmenge große Ähnlichkeit mit den Isohypsenkarten. Die Zunahme der Regenmenge in Gebirgsnähe macht sich aber schon im Vorlande bemerkbar, noch bevor der eigentliche Geländeanstieg einsetzt. Da die Zunahme des Niederschlags durch die erzwungene Hebung der Luft am Gebirg verursacht wird, so kann man aus dem Einsatz der größeren Regenmengen erkennen, wie weit sich die Gebirgswirkung ins Vorland erstreckt. Die Regenkarten geben also ein einfaches Mittel zur angenäherten Bestimmung der horizontalen Reichweite. Nach den Hellmannschen Regenkarten für Deutschland und die preußischen Provinzen ergeben sich für Gebirge verschiedener Höhe aus dem Einsatz der Regensteigerung im Vorgelände folgende Reichweiten.

	Höhe	Reichweite
Teutoburger Wald	350 m	10 km
Taunus	880 »	12—13 »
Thüringer Wald	900 »	13 »
Harz	1100 »	17 »
Schwarzwald	1500 »	28—29 »
Kalkalpen	2500 »	65—80 »

Man sieht, daß die aus den Regenmessungen für den Taunus abgeleitete Reichweite gut übereinstimmt mit dem früher angegebenen Werte, der aus der Beobachtung der wolkenfreien Zone gefunden wurde. Auch die Alpenreichweite stimmt hinreichend überein mit dem einzelnen Wert, der aus den Ballonbeobachtungen Fickers abgeleitet werden konnte (55 km).

Beträgt die Neigung eines Gebirges vom Kamm bis zum Fußpunkt in der Ebene gerechnet α Grad, weiterhin der Winkel, der durch die Reichweite und die Gebirgshöhe bestimmt ist, β Grad, so gilt als allgemeine Beziehung zwischen Reichweite (R) und Gebirgshöhe (H, relativ genommen), daß $\beta = \frac{\alpha}{2}$ und somit

$$R = H \cot \frac{\alpha}{2}$$

ist.

Die relative Kammhöhe der Kalkalpen über dem Vorland beträgt z. B. 1900 m. Die Erhebung des Gebirges aus der Ebene beginnt ungefähr 35 km vom Kamm entfernt. Die Neigung beträgt also $\alpha = 3^0\,10'$ und β ist infolgedessen $= 1^0\,35'$. Die aus diesem Wert berechnete Reichweite $= h \cot \beta$ ist 68 km, ein Wert, der gut mit der Beobachtung übereinstimmt (Abb. 2). Für den Harz (Nordseite) beträgt die Neigung 6^0 bei 800 m relativer Gebirgshöhe. Die Reichweite ist infolgedessen $= 0{,}8 \cot 3^0 = 15{,}3$ km, während die Ableitungen aus den Regenbeobachtungen 17 km ergaben. Die Reichweite des Gebirgseinflusses in horizontaler Richtung läßt sich also hinreichend genau aus der Gebirgsneigung nach der angegebenen Formel berechnen.

Besonderes Interesse beansprucht die horizontale Reichweite der Rhön und speziell des Wasserkuppengeländes. Berücksichtigen wir den Westabhang des Gebirges, der in Richtung Fulda in flacheres Vorgelände übergeht, so beginnt

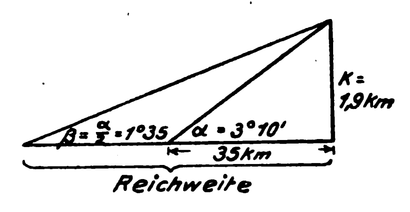


Abb. 2.

der Einsatz der größeren Niederschlagsmengen einige Kilometer östlich von Fulda, ungefähr in der Linie Eichenzell— Hünfeld. Die aufsteigende Luftbewegung des Gebirgshanges erstreckt sich also von der Wasserkuppe aus gerechnet durchschnittlich 17 km ins Vorgelände. Da der relative Höhenunterschied für diese Strecke 600 m beträgt, ergibt sich für einen Westwind von 10 m/s eine mittlere Vertikalkomponente von 0,4 m/s.

Der Ausbau des Wetterdienstes im Rahmen der Bodenorganisation des Luftverkehrs.

Von Heinrich Seilkopf.

Mit Ablauf des Monats Oktober ist der Verkehr der regelmäßigen, vom Reiche subventionierten Luftpostlinien bis zum Frühjahr eingestellt worden. Das Bau- und Einfuhrverbot für Luftfahrzeuge zwingt zu sparsamster Verwendung des vorhandenen Flugzeugmaterials, so daß sein Einsatz in der weniger günstigen Jahreshälfte nicht ratsam erschien. Auch genügt — wie in der die Einstellung der Subventionierung enthaltenden Verfügung des Reichsverkehrsministeriums (Reichsluftamtes) ausdrücklich hervorgehoben wird — der Stand der Bodenorganisation noch nicht in gewünschtem Maße den Anforderungen eines Winterluftverkehrs. Die Betriebspause soll nun dazu benutzt werden, die Bodenorganisation, von der bei uns im Vergleich zu den westlichen Nachbarländern nur Anfänge vorhanden sind, auszubauen, wenn dies unter den heutigen Verhältnissen auch nur in bescheidenem Maße möglich sein wird. Aber gerade die Notwendigkeit, die unter den Auswirkungen des Friedensvertrages und durch den sinkenden Geldwert immer kostbarer werdenden Flugzeuge möglichst zu schonen, drängt dazu, die Betriebssicherheit auf den zu befliegenden Strecken dadurch zu erhöhen, daß man die Bodenorganisation den Forderungen des Luftverkehrs anzupassen sucht.

Ein wichtiger Teil der Bodenorganisation ist der Wetterdienst, der aber doch schon entwickelter als andere Teile ist, wie beispielsweise die Hilfsmittel für die Luftortung, die Befeuerung der Landeplätze. Wie der Wetterdienst der Beratung der Luftverkehrslinien zu dienen sucht, ist bereits an anderer Stelle[1]) näher ausgeführt worden. Wetterdienststellen und Landeswetterwarten befinden sich in Königsberg, Breslau, Berlin, Dresden, Magdeburg, Hamburg, Aachen, Frankfurt, Weilburg, Ilmenau, München, Fürth, Stuttgart und Karlsruhe, wozu noch die meteorologischen Observatorien Danzig, Krietern, Bremen und Essen kommen; das Äronautische Observatorium Lindenberg bei Beeskow ist die Zentrale für den Höhenwetterdienst, während die Deutsche Seewarte in Hamburg Nachrichtenzentrale für den übrigen Wetterdienst ist.

Als Grundlage für die allgemeine Wetterberatung dienen die viermal täglich von der postalischen Hauptfunkstelle Königswusterhausen verbreiteten »Wetternachrichten für Luftfahrer« des Observatoriums Lindenberg und die Funkobstelegramme der Deutschen Seewarte, sowie die morgens und abends gefunkten Nauener Wetter-Sammelfunksprüche, die zusammen allgemeine Übersichten über das Wetter in Europa und über die Wind- und Temperaturverhältnisse der höheren

[1]) »Der Luftweg« 1921, Heft 27/28, Seite 212/213.

Luftschichten gestatten. Die Lindenberger Wetternachrichten bringen außerdem eine für den Luftverkehr zugeschnittene Vorhersage für Mitteldeutschland. Leider ist die überwiegende Mehrzahl der deutschen Flugplätze noch ohne Funkempfangsstation, so daß die genannten drahtlosen Wetterberichte von den meisten von ihnen noch gar nicht direkt verwertet werden können. Die Ausrüstung der Flugplätze mit F.-T.-Gerät ist daher dringend notwendig. Nur ein vorläufiger Notbehelf würde es sein, wenn postalische Funkstellen mit der Aufnahme beauftragt und zur Übermittlung der aufgefangenen Nachrichten mit dem Flugplatz durch direkte Fernschreiber- oder Ferndruckerleitungen verbunden würden. Bei größeren Entfernungen zwischen Funkstelle und Flugplatz ist die Anlage der Drahtleitungen mit sehr erheblichen Kosten verknüpft; außerdem erfordern Fernschreiber bzw. -drucker fast ständige Überwachung durch Mechaniker. Vor allem aber dürfte bei dem starken Anwachsen des postalischen Funkverkehrs, bei seiner immer größer werdenden Inanspruchnahme für den Inland- und Auslandtelegrammverkehr der drahtlose Austausch von Wetter- und sonstigen Luftverkehrsmeldungen leicht mit ihm kollidieren.

Für die anzustrebende weitgehende Sicherung der Flugstrecken reicht jedoch die angedeutete Art der allgemeinen Wetterberatung nicht aus, da das Netz der Beobachtungsstationen, die Witterungsverhältnisse oder Aufstiegsergebnisse melden, viel zu weitmaschig ist. Um die Bildung und Auflösung von Nebel längs der Flugstrecke, die Anwesenheit tiefliegender Wolkendecken an den zu überfliegenden Gebirgen oder die Annäherung von Gewitterzügen und Linienböen zu erkennen, braucht die beratende Stelle noch Sondermeldungen von einigen Beobachtungsstationen an der Flugstrecke und in gewissem Abstande links und rechts von ihr. An einigen Fluglinien hat das Observatorium Lindenberg einen derartigen »Streckensicherungsdienst«[1]) eingerichtet; an anderen fehlt er noch gänzlich. Der Ausbau eines Streckensicherungsdienstes ist daher eine Hauptaufgabe der Bodenorganisation.

Nachrichtentechnisch ist bei ihm die Sammlung der Meldungen und ihre Übermittlung von der beratenden Stelle an die startende Maschine zu unterscheiden. Als Nachrichtenmittel stehen Fernsprecher, Telegraph, drahtlose Telegraphie und drahtlose Telephonie zur Verfügung. Letztere ist dem Versuchsstadium noch nicht ganz entwachsen und dürfte für die Sammlung von Wettermeldungen zurzeit noch nicht in Frage kommen. Die telegraphische Übermittlung von Wetterbeobachtungen kommt nur für diejenigen, den Luftverkehr beratenden Stellen in Betracht, die durch besondere Telegraphenleitungen an zentrale Telegraphenämter angeschlossen sind, wie das Observatorium Lindenberg und die Seewarte in Hamburg. So ließ sich Lindenberg für seinen Streckensicherungsdienst[1]) Wettermeldungen einer Reihe von Postanstalten, die an der Strecke liegen, und Gewittermeldungen einer großen Anzahl von Telegraphenämtern telegraphisch übermitteln. Aber selbst zu diesen, dem Reichstelegraphennetz so gut eingefügten Stellen laufen — nach den Erfahrungen der Seewarte — die Telegramme, für deren Übermittlung man im allgemeinen etwa dreiviertel Stunden anzusetzen hat, häufig recht lange, namentlich wenn es sich nicht um einen lange eingespielten Verkehr handelt. Dagegen bietet die Funktelegraphie den Vorteil schnellster Übermittlung; außerdem können die Meldungen nicht nur von der Empfangsstation der Sammelstelle, sondern auch von anderen interessierten Stellen, anderen Flugplätzen mit Empfangsgerät abgehört werden. Um seine Streckenmeldungen schneller heranzubekommen, war das Observatorium Lindenberg schon dazu übergegangen, einen Teil von ihnen durch die postalischen Leitfunkstellen Leipzig und Augsburg verbreiten zu lassen (»Flugwetter«-Funksprüche). Dazu kommt, daß ein großer Teil der regelmäßigen deutschen Wetterbeobachtungen an Hamburg und Lindenberg durch F.-T. gemeldet wird. Häufiger als bei anderen Übermittlungsarten ist aber bei der Funktelegraphie die Aufnahme gestört, entweder durch Sendestörer auf gleicher oder benachbarter Welle oder durch luftelektrische Störungen, — besonders bei den für den Luftverkehr so wichtigen Gewitterlagen. Die letzte zu besprechende

[1]) Hergesell, Die Wettersicherung der deutschen Luftfahrt. »Der Luftweg« 1921, Heft 19/20, Seite 146.

Übermittlungsart, die fernmündliche, wird durch Gewitter ebenfalls lahmgelegt. Ihr Vorzug besteht darin, daß die beratende Stelle durch Rückfrage bei dem Beobachter sich rasch eine viel eingehendere Kenntnis von dem Wetter am Beobachtungsort verschaffen kann, als es durch telegraphische oder drahtlose Meldungen möglich ist, die noch dazu meist verschlüsselt abgegeben werden, um Kosten oder Zeit zu ersparen. Will man bei drahtloser Übermittlung nicht auf den großen Vorteil der unmittelbaren Rückfrage verzichten, so müssen Beobachtungs- und Sammelstelle in Wechselverkehr treten können, also beide Sende- und Empfangsgerät besitzen. Hier würde die Einführung der drahtlosen Telephonie einen großen Fortschritt bedeuten, bei der eine direkte Aussprache zwischen Beobachter und Sammelstelle bzw. Beratungsstelle möglich ist. Ein weiterer Vorteil der fernmündlichen Übermittlung ist — unter der Voraussetzung, daß der Beobachter jederzeit telephonisch erreichbar ist, — auch außerhalb der verabredeten Zeiten Auskunft über das Wetter einholen zu können, während bei linien- und funktelegraphischer Berichterstattung meist nur zu festgelegten, dem Flugplan angepaßten Zeiten gemeldet wird. Aber gerade bei Schlechtwetter kann der Flugplan über den Haufen geworfen werden. Muß beispielsweise der Start verschoben werden, weil Nebel an der Strecke herrscht, so ist es für die beratende Stelle am Flugplatz von großer Wichtigkeit, an der Flugstrecke Beobachter zu haben, bei denen sie jederzeit nach Fortbestand oder Auflösung des Nebels, nach Anzeichen für eine Besserung des Wetters anfragen kann; derartige telephonische Rückfragen haben sich schon als sehr nützlich erwiesen. Hindernd stehen der fernmündlichen Methode die vielfach lange Zeit in Anspruch nehmenden Verbindungen entgegen. Dank dem Entgegenkommen der Reichspostverwaltung waren aber im vorigen Sommer Ferngespräche, die zur Wetterauskunft für den Flugverkehr dienten, als »dringende Luftgespräche« anerkannt und bei der Herstellung der Verbindungen bevorzugt, eine Maßnahme, die hoffentlich wieder erneuert wird. Durch solche Ferngespräche holte sich z. B. die Wetterdienststelle am Flugplatz Fürth Wettermeldungen längs der von ihr zu beratenden Flugstrecken ein.

Für die Übermittlung der Sammelmeldungen, Vorhersagen und Warnungen von der beratenden Stelle an den Flugzeugführer gelten ähnliche Gesichtspunkte. Der ideale Fall ist, daß die beratende Stelle auf dem Flugplatz selbst ist, daß der Meteorologe stets persönlich die Beratung übernehmen kann und durch ständige Fühlungnahme mit den Fliegern viel enger mit der Praxis verwächst und von der Praxis selbst Anregung empfängt. Leider ist es in Deutschland erst an einer Stelle, am Flugplatz Fürth, möglich gewesen, einen selbständige Wetterwarte auf den Flugplatz zu legen, die auf Grund der Wetterfunksprüche von Königswusterhausen und Nauen, der telephonisch eingeholten Streckennachrichten, der Meldungen des Lindenberger Streckensicherungsdienstes, der eigenen Beobachtungen und Höhenwindmessungen die Beratung des Flugplatzes durchführt. Weniger gut ist schon die fernmündliche Beratung. Das Telephon wirkt, wie Herr Professor Dr. K. Wegener[1]) einmal hervorgehoben hat, nur als Automat, »dem Rat eines Automaten wird niemand gern sein Leben anvertrauen.« Eine ganze Reihe von Flugplätzen wird aber zunächst nicht direkt — mündlich oder telephonisch — beraten werden können. Ihnen sind daher die gesammelten Wettermeldungen und -übersichten sowie Streckenprognosen und Warnungen telegraphisch oder funktelegraphisch zuzuleiten. Die telegraphische Übermittlung nimmt heutzutage sehr viel Zeit in Anspruch, führt daher leicht zu einem verspäteten Eintreffen. Vorzuziehen ist die funktelegraphische Verbreitung, an deren Stelle vielleicht später die drahtlos-telephonische Übermittlung treten wird. Die Entwicklung wird auch bald dahin führen, daß Vorhersagen und vor allem Nebel- und Gewitterwarnungen nicht nur an die Flugplätze, sondern auch an die Maschinen während des Fluges drahtlos abzusetzen sind.

Das Ausland ist mit der Organisation der Wetterberatung für den Luftverkehr z. T. wesentlich weiter als wir. Es erscheint daher zweckmäßig, auf die Verhältnisse im Auslande kurz hinzuweisen, zumal da unser Wetterdienst einige der

[1]) K. Wegener, Die Wetterberatung vom Standpunkte des Fliegers. »Das Wetter« 1919, Heft 3/4, Seite 38.



internationalen Fluglinien in Gemeinschaft mit dem ausländischen Wetterdienste zu beraten hat, wie z. B. die Strecken Straßburg—Fürth—Prag, Amsterdam—Hamburg—Kopenhagen. Außerdem ist zu erwarten, daß später der eventuelle Beitritt zur internationalen Luftfahrtkonvention uns gewisse Bedingungen auch hinsichtlich des Wetterdienstes auferlegen wird. In Holland sind die größeren Flugplätze mit F.-T.-Gerät versehen, so daß sie die täglich fünfmal von der Funkstelle Soesterberg verbreiteten Wettermeldungen und Streckenprognosen des Meteorologischen Instituts in De Bilt (bei Utrecht) aufnehmen können. Auf dem Flugplatz Waalhaven bei Rotterdam soll eine meteorologische Zentrale sein. In England sind an den Hauptlufthäfen selbständige Wetterwarten eingerichtet. Ihre Funkstationen nehmen zunächst die vom Air-Ministry in London viermal täglich gefunkten synoptischen Wetterberichte auf, die unseren Nauener und Königswusterhausener Funksprüchen entsprechen. Dann aber werden vom Air-Ministry für die Lufthäfen stündlich besondere Flugwettermeldungen gefunkt, die auf den stündlichen Beobachtungen einer Anzahl von Stationen in der Nähe der Flugstrecken beruhen. Umgekehrt gibt die Flugplatzwetterwarte ihre Beobachtungen drahtlos nach London. Versuche sind im Gange, Wettermeldungen funktelephonisch den fliegenden Maschinen zu übermitteln. In Frankreich haben die Flugplätze Le Bourget (bei Paris), Saint Inglevert (bei Calais) und Straßburg-Neuhof selbständige Wetterwarten. Geplant ist aber, alle Flughäfen und Flugstationen I. Klasse mit solchen zu versehen, alle Flugplätze sollen F.-T.-Stationen erhalten. Der Flugplatzmeteorologe wurde bisher vom Office National Météorologique in Paris telegraphisch über die Wetterlage unterrichtet. Seit dem 1. Januar scheint man aber die drahtlose Übermittlung eingeführt zu haben: Le Bourget verbreitet außer den viermaligen synoptischen Wetterberichten stündliche Streckenmeldungen, -übersichten und -vorhersagen. Für eventuelle Böen- und Gewitterwarnungen sind in das reichhaltige Wetterfunkprogramm von Le Bourget noch zahlreiche Sendezeiten eingeschoben, so daß die F.-T.-Stationen der Flugplätze während des Tages nahezu dauernd auf Empfang von Le Bourget stehen müssen. Die Flugplätze selbst melden ihre Beobachtungen auch drahtlos an Paris. In den Vereinigten Staaten sind die 193 Wetterdienststellen und rund 40 Heeres- und Marinewetterwarten mit der Beratung des Luftverkehrs beauftragt.

Faßt man das Ergebnis der vorhergehenden Betrachtungen kurz zusammen, so ergeben sich als Hauptforderungen beim Ausbau der Bodenorganisation: Schaffung eines Streckensicherungsdienstes an jeder Flugstrecke und Ausrüstung der Flugplätze mit Empfangs- und Sendegerät für Funktelegraphie, um die drahtlos verbreiteten Wettermeldungen aufzunehmen und selbst miteinander Wetternachrichten austauschen zu können. Voraussichtlich wird für diesen Verkehr von Flugplatz zu Flugplatz eine bestimmte Welle festgesetzt werden, die den Funkverkehr von Post, Schupo, Heer und Marine nicht stört. Immerhin ist es auch dann nötig, für den Flugfunkverkehr Verkehrspläne aufzustellen, die den Flugzeiten angepaßt sind. Sondermeldungen, wie z. B. Böenwarnungen, können um so eher eingeschoben werden, je planmäßiger der normale Funkverkehr sich abwickelt und je besser die Funkdisziplin ist. Besser noch würden auch für die Gewitter- und Böenwarnungen bestimmte Sendezeiten verabredet, etwa in der Weise, daß das Observatorium Lindenberg, bei dem der Gewittermeldedienst zentralisiert ist, stündlich etwaige, bei ihm eingegangene Gewittermeldungen zur festgesetzten Minute funkt. Die F.-T.-Stationen der Lufthäfen würden dann stündlich zu dieser Zeit auf Lindenberg zu achten haben.

Anzustreben ist, auch die Notlandeplätze, die in 100 bis 150 km Abstand längs der Flugstrecke verteilt sein sollen, mit F.-T.-Gerät auszustatten, um auch von ihnen Wettermeldungen drahtlos zu erhalten. Vorerst wird man sich jedoch damit begnügen müssen, durch telephonischen Anruf Auskunft über das Wetter bei ihnen einzuholen, vielleicht nicht regelmäßig, sondern nur um bei schwierigen Lagen die übrigen Meldungen zu ergänzen. Es sei auch darauf hingewiesen, daß es nicht genügen würde, nur Streckenmeldungen von den Flughäfen und Notlandeplätzen einzuholen. Liegt z. B. nordwestlich der 400 km langen Strecke Berlin—Danzig in 100 km Abstand von ihr eine Böenfront, so brauchen die Beobachtungen an der Strecke nichts von ihrem Nahen zu verraten, während sie auf der Wetterkarte klar erkennbar sein kann. Schreitet sie mit einer Geschwindigkeit von 50 km in der Stunde südostwärts, so hat sie in 2 Stunden die Flugstrecke erreicht, während das Flugzeug erst etwa 300 km zurückgelegt hat und in die Böenfront hineingerät. So bleibt die meteorologische Beratung notwendig, selbst wenn der drahtlose Austausch von Wetternachrichten von Flugplatz zu Flugplatz eingerichtet ist. Für die wetterkundliche Beratung selbständige Wetterwarten auf die Hauptflugplätze zu legen, wird sich bei uns zunächst nur an ganz wenigen Stellen durchführen lassen. Die Beratung der meisten Flugplätze wird das Observatorium Lindenberg als Zentrale für den Höhenwetterdienst am zweckmäßigsten auch weiterhin denjenigen Dienststellen übertragen, die sie bisher schon innehatten, wie z. B. den Landeswetterwarten München und Dresden, den Wetterwarten Frankfurt a. M. und Königsberg, der Deutschen Seewarte in Hamburg. Für eine derartig dezentralisierte Beratung im Rahmen der Lindenberger Organisation würde auch sprechen, daß die örtlichen Wetterwarten durch ein engeres Netz von Beobachtungsstationen in ihrem Bezirk, durch ihre eigenen Beobachtungen und ihre Erfahrungen mit dem Witterungsablauf ihres Bezirks oder Landesteils vertrauter sind; die Flugstrecke Königsberg—Riga führt durch andere Witterungsverhältnisse als die Linie München—Konstanz. Zu ähnlichen Gesichtspunkten ist bereits Schmauß[1]) gekommen; er unterscheidet zwischen zentralisiertem Sicherungsdienst und etappenweiser Beratung. Da der Flug etappenweise vor sich ginge, könne die meteorologische Beratung auch etappenweise erfolgen. Die etappenweise Beratung biete den Vorteil, daß dem Flugzeugführer stets neue Meldungen zugestellt werden können und ihm der Rat eines ortskundigen Meteorologen zur Verfügung stände; »gerade die für den Luftverkehr wichtigsten Vorgänge, wie Nebel oder Gewitterbildung, sind lokaler Natur, setzen daher auch besondere örtliche Vertrautheit voraus«. Wie sich die Beratung eines Flughafens vollziehen würde, der drahtlose Sende- und Empfangsstation besitzt, und an dessen Ort auch eine Wetterwarte ist, sei an einem Beispiel erläutert: Auf Grund der Wetterkarte hat der Meteorologe eine Übersicht über die Wetterlage und über ihre wahrscheinliche Weiterentwicklung. Die von der F.-T.-Station des Flugplatzes aufgenommenen Wetternachrichten für Luftfahrer liefern ihm die nötigen Beobachtungen aus den höheren Luftschichten. Zur näheren Kenntnis des Wetters längs der Flugstrecke werden ihm die Beobachtungen des von Lindenberg zu organisierenden Streckensicherungsdienstes zugeleitet. Außerdem holt die Funkstation des Flughafens von dem Zielhafen und von dem dazwischen liegenden Notlandeplatz drahtlose Wettermeldungen ein. All diese Beobachtungen hat der Meteorologe für die Beratung in sein Bild der Wetterlage hineinzuarbeiten. Ergibt die Wetterlage die Notwendigkeit, den Abflug zu verschieben, so können von dem Endflugplatz und Zwischenlandeplatz leicht weitere Meldungen durch F.-T. angefordert werden, die den Witterungsverlauf weiter zu verfolgen gestatten. Für den Rückflug wird auf Grund weiterer Meldungen drahtlos an den Endflughafen eine Vorhersage der beratenden Wetterwarte gegeben, falls nicht am Endflughafen selbst eine Wetterwarte ist. Der betriebstechnische Ausbau der wetterkundlichen Beratung wird noch sehr viel Kleinarbeit erfordern, besonders in einer Zeit, in der schon die Herstellung einer telephonischen Verbindung oft auf erhebliche Schwierigkeiten stößt.

Die neuen englischen Festigkeitsvorschriften für Flugzeuge.

Von Alfred Richard Weyl.

Der nachstehende Bericht stellt im wesentlichen eine Wiedergabe des abschließenden Berichtes[2]) des »Unteraus-

[1]) Schmauß, Die meteorologische Beratung des Luftverkehrs. ZFM 1921, Heft 22, Seite 327.

[2]) Schedule of Load Factors for Heavier-Than-Air Craft, Report of the Load Factors Sub-Committee, 673. Bericht des engl. Advisory Committee for Aeronautics, 6. Jan. 1920, veröffentlicht 1920.

schusses für Lastvielfache« des englischen Luftfahrtbeirates dar. Der englische Bericht ist bereits Anfang 1920 veröffentlicht worden. Er stellt lediglich Richtlinien dar, die kommenden Flugzeugbauten zugrunde gelegt werden sollen; eine Anwendung der Festigkeitsvorschriften auf bereits im Betriebe oder im Bau befindliche Flugzeuge war keineswegs beabsichtigt. Die gegenwärtig herauskommenden englischen Flugzeuge neuer Bauart werden allerdings schon sämtlich den nachstehenden

Englische Lastvielfache für Flugzeuge.

I. Allgemeine Gruppe (kunstflugtauglich).

Fall		Gesamtgewicht des Flugzeuges (Fluggewicht)		
		bis 1,36 t	1,36 t bis 4,54 t	über 4,54 t
a	Lastvielfaches bei ganz vorn liegendem Druckmittelpunkt	8	8 ÷ 6[1]	6
b	Lastvielfaches bei einer Druckmittelpunktlage, die der größten Wagerechtgeschwindigkeit in Bodennähe entspricht	6	6 ÷ 4,5[1]	4,5
c	Sicherheitszahl am Ende eines Sturzfluges	1,75	1,75	1,75
d	Vorgeschriebener Auftriebsbeiwert für Kielflosse u. Seitenruder (Sicherheitszahl des Rumpfes bei dieser Belastung = 1) c_a	1,2	1,2	1,2
e_1	Ruhendes Lastvielfaches bei Fahrgestellen	8	8 ÷ 6[1]	6
e_2	Vorgeschriebene Fallgeschwindigkeit zur Bestimmung der Arbeitsaufnahmefähigkeit von Fahrgestellen m/s	3,05	3,05	3,05

II. Verkehrsgruppe (nicht kunstflugtauglich).

Fall		Gesamtgewicht des Flugzeuges (Fluggewicht)			
		bis 2,27 t	2,27 t bis 4,54 t	4,54 t bis 13,6 t	über 13,6 t
a	Lastvielfaches bei ganz vorn liegendem Druckmittelpunkt	6[2]	6 ÷ 5[1][2]	5[2] ÷ 4[1]	4
b	Lastvielfaches bei einer Druckmittelpunktlage, die der größten Wagerechtgeschwindigkeit in Bodennähe entspricht	4,5[2]	4,5[2] ÷ 3,75[1][2]	3,75[2] ÷ 3	3
c	Sicherheitszahl am Ende eines Sturzfluges	1,75[2]	1,75[2]	1,75[2]	1,75[2]
d	Vorgeschriebener Auftriebsbeiwert für Kielflosse u. Seitenruder (Sicherheitszahl des Rumpfes bei dieser Belastung = 1) c_a	1,0	1,0	1,0	1,0
e_1	Ruhendes Lastvielfaches bei Fahrgestellen	6	6 ÷ 5[1]	5 ÷ 4[1]	4
e_2	Vorgeschriebene Fallgeschwindigkeit zur Bestimmung der Arbeitsaufnahmefähigkeit von Fahrgestellen m/s	3,05	3,05	3,05	3,05

[1] Abnahme der Lastvielfachen dem Fluggewicht unmittelbar verhältig.

[2] Bei Flugzeugen, die über den ganzen Anstellwinkelbereich des normalen Fluges (»flying range«) Längsstabilität aufweisen, können diese Zahlen um 0,5 erniedrigt werden.

Bauvorschriften entsprechend durchgebildet sein[1]), so daß es sich sicher verlohnt, näher auf die englischen Anforderungen an die Festigkeit der Flugzeuge einzugehen, zumal sie in nicht wenigen Punkten von den bei uns vom Kriege her noch in Geltung behaltenen Anforderungen der BLV 1918 abweichen.

Zunächst einige Worte über den Unterausschuß für Lastvielfache des englischen Luftfahrtbeirates selbst. Der Unterausschuß ist auf eine Anregung des englischen Luftfahrtministeriums hin gebildet worden. Er setzte sich aus zwei Vertretern des Reichsausschusses für Luftfahrt (Air Council), zwei Vertretern der Kgl. Gesellschaft für Luftfahrt, vier Vertretern der Vereinigung Britischer Flugzeugkonstrukteure und schließlich vier Vertretern des Luftfahrtbeirates unter dem Vorsitz von Glazebrook zusammen und wurde von den Herren Beatty, Bramwell, O'Gorman, Bairstow, Handley Page, Barnwell, Smith, Short, Petavel, Lanchester, Southwell und Stanton gebildet. Sutton Pippard, der bekannte englische Flugzeugstatiker, wurde nur gelegentlich zu den Ausschußsitzungen herangezogen.

Die nachfolgenden Bauvorschriften werden als dem derzeitigen Stande der Technik entsprechend betrachtet und sollen entsprechend den Fortschritten der Technik von Zeit zu Zeit erneut zur Diskussion gestellt werden. Die Flugzeuge werden in zwei große Klassen je nach ihrer Eignung zum Kunstflug unterteilt. Man unterscheidet so eine »allgemeine« Klasse, die eine derartige Festigkeit in allen Bauteilen aufweisen muß, daß sie den größten Beanspruchungen in allen erdenklichen Fluglagen unbedingt gewachsen ist, während die Gruppe der Verkehrsflugzeuge nicht kunstflugtauglich zu sein braucht. Die Ausführung von Kunstflügen, wie Überschlag, Trudeln, Korkzieher, Sturzflug o. dgl., ist für die letztere Gruppe von Flugzeugen daher strengstens untersagt.[2])

Belastungsannahmen: Genau wie bei uns werden die Begriffe Sicherheitszahl und Lastvielfaches streng von einander geschieden und wie folgt festgelegt:

$$\text{Sicherheitszahl} = \frac{\text{Bruchfestigkeit eines Bauteiles}}{\text{Größtmöglichste Belastung bei irgendeinem Flugzustande}},$$

$$\text{Lastvielfache} = \frac{\text{Bruchfestigkeit eines Bauteiles}}{\text{Belastung des Bauteiles im gleichförmigen Wagerechtfluge}}.$$

Die einzelnen Festigkeitsvorschriften sind in den beiden ersten Zahlentafeln für die beiden Flugzeuggruppen wiedergegeben. Zur näheren Erläuterung sei dazu folgendes bemerkt:

Der erste Belastungsfall *a* ergibt das geforderte Lastvielfache bei ganz vorn liegendem Druckmittelpunkt und entspricht daher etwa unserem Belastungsfall *A* (Abfangen).

Belastungsfall *b* gibt das Lastvielfache bei einer Druckmittelpunktlage, die der größten Wagerechtgeschwindigkeit in Bodennähe entspricht.

Belastungsfall *c* bezeichnet die Sicherheitszahl am Ende eines Sturzfluges, d. h. für einen Flugzustand, der für jedes Flugzeug gut bestimmbar ist. Die Bremswirkung von Luftschrauben darf dabei nicht berücksichtigt werden.

Diese Festigkeitsvorschriften sollen in genügender Weise Flügel- und Höhenleitwerkfestigkeit bestimmen und gleichzeitig auch Anhaltspunkte für Lastannahmen bei der Rumpfberechnung für die Beanspruchungen im Fluge liefern.

Für die Festigkeit des Seitenleitwerks liefert Belastungsfall *d* einen Auftriebsbeiwert, der im Verein mit einer als bekannt angenommenen Höchstgeschwindigkeit des Flugzeuges (siehe weiter unten) die der Festigkeitsrechnung zugrunde zu legende maximale Leitwerksbelastung ergibt und gleichzeitig Unterlagen für die Belastungsannahme des Rumpfes liefert. Die gegebenen Auftriebsbeiwerte werden als ausreichend erachtet, um auch bei den größten Steuerkräften, die der Führer ausüben kann, eine ausreichende Festigkeit des Seitenleitwerks zu gewährleisten.

Beim Festigkeitsnachweis der Fahrgestelle — besondere Lastannahmen für Schwimmgestelle, Flugbootkörper und Untergestelle von Wasserlandflugzeugen sind vorerst nicht gegeben — werden sowohl ruhende Lastvielfache als auch »Fall-

[1]) Genaueres hierüber ist Verf. nicht bekannt.

[2]) Vgl. dazu die Ausführungen Rohrbachs!



geschwindigkeiten« (entsprechend den bei uns für die Fahrgestellfestigkeit vorgeschriebenen »Fallhöhen«) zur Bestimmung der Arbeitsaufnahmefähigkeit des Gestelles vorgeschrieben (e_1 bzw. e_2). Zu den in den Zahlentafeln wiedergegebenen Bauvorschriften tritt noch eine weitere (f), wonach bei Fortfall eines Tragdrahtes oder Tragkabels bzw. eines Doppeldrahtes die Festigkeit der Flügelzelle noch wenigstens die Hälfte der vorgeschriebenen Lastvielfachen und Sicherheitszahlen unter allen Belastungsannahmen betragen muß. In diesem Falle dürfen allerdings die Tiefenkreuze und sonstige für die Festigkeitsrechnung an sich nicht in Betracht zu ziehende Verspannungen zur Aufnahme der zusätzlichen Spannungen mitherangezogen werden.

Rechnungsverfahren: Zur Festigkeitsrechnung nach den obigen Belastungsvorschriften sind die im »Handbuch für Festigkeitsrechnungen«[1]) niedergelegten Verfahren in Anwendung zu bringen. Insbesondere soll dabei folgendes beachtet werden: Entwurfs-Festigkeitswerte (»design figures«) verwenden, nicht die aus Bruchversuchen gewonnenen Festigkeitswerte. Bei Stahlrohren müssen die Angaben des Normenausschusses[2]), die auf den Werten für die Fließgrenze (»yield point«) aufgebaut sind, Verwendung finden. Anstatt der schlecht angebbaren Fließgrenze ist bei Stromliniendrähten die Bruchlast einzuführen. Abgesehen von Belastungsfall f sind überzählige Verspannungen nicht in die Rechnung miteinzubeziehen.

Zur Erleichterung der Verwendung der Bauvorschriften und zu ihrer Erläuterung sind noch folgende Punkte anzuführen:

1. Die Lage des Druckmittelpunktes für Belastungsfall a und b soll grundsätzlich durch eine Windkanalmessung an einem Tragflügelmodell mit einer mindestens 18,3 cm tiefen Flügelsehne bei einer Windgeschwindigkeit von mindestens 18,3 m/s ermittelt werden, d. h. man legt für die Druckmittelpunktannahme Modellmessungen mit Kennwerten von rund 3350 mm · m/s zugrunde. Das Luftfahrtministerium läßt allerdings auch Lastannahmen zu, die sich auf Modellmessungen an Eindeckerflügeln mit 7,6 cm Flügeltiefe bei 12,2 m/s Windgeschwindigkeit, also mit Kennwerten von rd. nur 930 mm · m/s stützen. Bei Doppeldeckern sind Modellmessungen an Zweideckern vorzuziehen; ebenso ist es bei Drei- und Mehrdeckern. Diese Punkte dürften uns wohl ziemlich selbstverständlich erscheinen.

Die für den Belastungsfall b erforderliche größte Wagerechtgeschwindigkeit in Bodennähe wird aus den weiter unten angeführten Formeln ermittelt. Aus dieser Höchstgeschwindigkeit ergibt sich dann der zugehörige Auftriebsbeiwert und die Druckmittelpunktlage mit Hilfe der Modellmessung.

2. Für die Belastungsfälle b und d ist die mit Hilfe der folgenden Formeln zu ermittelnde Höchstgeschwindigkeit beim Wagerechtflug in Bodennähe grundsätzlich verbindlich; die Ermittlung der Höchstgeschwindigkeit auf anderen Wegen ist zulässig, bedarf jedoch einer besonderen Erläuterung. Bedeutet:

N die Motorleistung (kgm/s),
G das Fluggewicht (kg),
v die Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe (m/s),
ϱ die Luftdichte (kg s²/m⁴),
F die Tragfläche (m²),

setzt man ferner

$$b = \frac{N}{G} = \text{Kehrwert der Leistungsbelastung (m/s) und}$$

$$p = \frac{G}{F} = \text{Flächenbelastung (kg/m}^2\text{)},$$

so ist die Höchstgeschwindigkeit v aus den folgenden Beziehungen, die überdies den Vorteil der Dimensionslosigkeit haben, für die einzelnen Flugzeuggattungen zu berechnen:

I. Einmotorenflugzeuge[1]):

$$\left(v\sqrt{\frac{\varrho}{p}} - 1{,}79\right)^2 = 3{,}16\left(b\sqrt{\frac{\varrho}{p}} - 0{,}316\right) \quad . \quad . \quad (1)$$

II. Mehrmotorenflugzeuge[1]):

$$\left(v\sqrt{\frac{\varrho}{p}} - 1{,}64\right)^2 = 2{,}99\left(b\sqrt{\frac{\varrho}{p}} - 0{,}310\right) \quad . \quad . \quad (2)$$

III. Flugboote[1]):

$$\left(v\sqrt{\frac{\varrho}{p}} - 1{,}425\right)^2 = 2{,}74\left(b\sqrt{\frac{\varrho}{p}} - 0{,}304\right) \quad . \quad . \quad (3)$$

3. Für Belastungsfall c sind die Lastannahmen für das Höhenleitwerk gemäß der Zahlentafel III zu ermitteln. Für andere als die aufgeführten Flügelschnitte R.A.F. 6 C und R.A.F. 15 sind die Zahlenbeiwerte sinngemäß abzuändern:

Zahlentafel III.
Höhenleitwerkbelastung am Ende eines Sturzfluges (in kg).

Flugzeugart	Flügelschnitt R.A.F. 15	Flügelschnitt R.A.F. 6 C
Einmotorenflugzeug	$0{,}6\,\frac{G \cdot t}{l}$	$0{,}9\,\frac{G \cdot t}{l}$
Mehrmotorenflugzeug	$0{,}55\,\frac{G \cdot t}{l}$	$0{,}7\,\frac{G \cdot t}{l}$
Flugboot	$0{,}5\,\frac{G \cdot t}{l}$	$0{,}5\,\frac{G \cdot t}{l}$

Dabei bedeutet:
G das Fluggewicht in kg,
t die (mittlere) Flügeltiefe in m,
l den Abstand des Gesamtschwerpunktes des Flugzeuges vom Druckpunkt des Höhenleitwerks in m.

4. Für die statischen Belastungsannahmen beim Fahrgestell sind folgende Beanspruchungsfälle zu untersuchen:

1. Glatte Radlandung mit wagerecht liegender Flügelsehne,
2. Glatte Schwanzlandung mit gleichzeitigem Aufkommen von Fahrgestell und Schwanzkufe auf dem Boden,
3. Radlandung wie 1., bei der jedoch gleichzeitig mit dem Aufsetzen des Fahrgestells ein Flügelende den Boden berührt,
4. Schwanzlandung wie 2., bei der jedoch außer Fahrgestell und Schwanzkufe gleichzeitig ein Flügelende den Boden berührt.

Bei den unter 1. und 2. gekennzeichneten Beanspruchungsfällen einer glatten Landung müssen die Lastvielfachen der in den Zahlentafeln I und II gegebenen entsprechen. Für die unter 3. und 4. gekennzeichneten Fälle abnormer Landungen müssen die Lastvielfachen wenigstens noch die Hälfte der unter e_1 in den Zahlentafeln vorgeschriebenen betragen. Hinsichtlich des Federweges des Fahrgestelles soll die gesamte aufzunehmende Federarbeit gleich der lebendigen Kraft des Flugzeuges unter Zugrundelegung der unter e_2 vorgeschriebenen Fallgeschwindigkeit sein, wobei die größte Last die vorge-

---

[1]) »Handbook of Strength Calculations« (H. B. 806, 2. Ausg.), herausgegeben von der »Technischen Abteilung« des englischen Luftfahrt-Ministeriums.

[2]) Engineering Standards Committee.

[1]) Bezeichnet man die je nach der Flugzeuggattung veränderlich vorgeschriebenen Zahlenwerte mit a, c und d (b bedeutet den Kehrwert der Leistungsbelastung), so ist die Höchstgeschwindigkeit v allgemein für alle drei Flugzeugarten:

$$v = \frac{\sqrt{c\left(b\sqrt{\frac{\varrho}{p}} - d\right)} + a}{\sqrt{\frac{\varrho}{p}}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3a)$$

worin die Zahlenwerte:

Flugzeuggattung	a	c	d
I	1,79	3,16	0,316
II	1,64	2,99	0,310
III	1,425	2,74	0,304

schriebene statische Festigkeit des Fahrgestelles nicht überschreiten darf.

Aus den im Vorstehenden wiedergegebenen Bauvorschriften geht hervor, wie sehr die Engländer bemüht sind, die Konstruktion von reinen Verkehrsflugzeugen nicht durch allzu einengende Bestimmungen zu behindern, soweit das eben noch mit der Flugsicherheit vereinbar ist. Die Bauvorschriften für Gruppe I, zu der vor allem alle Kriegsflugzeuge und der größte Teil der Sportflugzeuge zu rechnen wären, sind wesentlich schärfer, als die bei uns im Herbst 1918 aufgestellten Anforderungen an die Flugzeugfestigkeit[1]). Ob diese scharfen Anforderungen an die Flugzeugfestigkeit wirklich so notwendig sind — gedacht ist hier vor allem an den gegenwärtigen Stand des englischen Flugzeugbaues — mag dahingestellt bleiben, zumal die Erwägungen, die bei uns in dieser Hinsicht auch nach dem Kriege angestellt worden sind, noch nicht der Öffentlichkeit unterbreitet worden sind.

Die Vorschrift, die Druckmittelpunktlagen aus Windkanalmessungen zu bestimmen, erscheint ein Fortschritt. Die Einführung dieser Bestimmung muß schon deshalb auf den Flugzeugbau befruchtend wirken, weil dadurch der Konstrukteur gehalten ist, sein Flugzeug oder zum mindesten seinen Tragflügel im Modell untersuchen zu lassen. Im deutschen Flugzeugbau ist diese Maßnahme ja schon in den meisten Fällen üblich; mit welchem Erfolge, erweist unser Fortschritt auf flugtechnischem Gebiete. Auch in Frankreich ist man dank der Bemühungen Eiffels stets bemüht, vor dem Bau eines Flugzeuges seine Nachbildung im Windkanal untersuchen zu lassen. Ein behördlicher Zwang zu dieser Maßnahme kann somit nur zu einer Förderung von Technik und Wissenschaft beitragen.

Bemerkenswert ist an den englischen Bauvorschriften ferner der Umstand, daß der deutsche Belastungsfall *D* der BLV für den Rückenflug bei keiner der beiden Gruppen nachgerechnet zu werden braucht. Die Frage, ob es überhaupt notwendig ist, eine Lastannahme für den Rückenflug in die Festigkeitsrechnung des Tragwerkes einzubeziehen, ist hier im Rahmen eines kurzen Berichtes schwerlich zu entscheiden. Die während eines Rückenfluges praktisch auftretende Belastung ist ja an sich wesentlich geringer als beispielsweise die Beanspruchung beim Abfangen oder im Sturzfluge. Nach den trüben Erfahrungen der Vorkriegszeit, besonders nach denen, die Louis Blériot u. a. in Frankreich haben machen müssen, und nach den günstigen Ergebnissen, die mit der obligatorischen Festsetzung einer Rückenflugfestigkeit durch den Belastungsfall *D* in den BLV bei uns in Deutschland gemacht worden sind, erscheint die Beibehaltung eines Belastungsfalles *D* zum mindesten für die zum Kunstfluge tauglichen Flugzeuge durchaus erwünscht. Die Engländer äußern sich nicht über die Gründe, aus denen sie den Rückenflug, der ja heute beinahe zu den Alltäglichkeiten eines Durchschnittsfliegers zählt, nicht in ihre Festigkeitsvorschriften einbezogen haben. Sie nehmen vermutlich an, daß sie bei den Lastvielfachen, die für die anderen drei Belastungsfälle vorgeschrieben sind, die Festigkeit im Rückenfluge ohne weiteres gewährleistet ist.

Entsprechend der letzten Ausgabe unserer BLV ist für unsymmetrische Beanspruchungen, wie sie z. B. im Kurvenfluge auftreten, kein besonderer Belastungsfall eingeführt. Für Flugzeuge mit freitragenden Flügeln und kleinen Seitenverhältnissen, d. h. Bauarten, die heute auch in England Eingang gefunden haben, erscheint die Einführung einer höheren Belastungsannahme als bei Durchschnittsflugzeugen für die Festigkeitsrechnung gerechtfertigt[1]). Im großen und ganzen genommen scheinen aber die vorgeschriebenen rechnerischen Lastvielfachen der neuen englischen Bauvorschriften im Vergleich mit den bewährten deutschen Festigkeitsvorschriften reichlich hoch und dürften vielfach der Durchführung einer leichten und wirtschaftlichen Bauweise direkt abträglich sein.

[1]) Bau- und Liefervorschriften (BLV) für Heeresflugzeuge 1918, herausgegeben von der Inspektion des Flugzeugwesens, S. 48 ff; vgl. Zahlentafel 2 in der Arbeit von Rohrbach, diese Zeitschr., Bd. 13, Nr. 1, 14. Jan. 1922, S. 1. Für Marineflugzeuge waren ähnliche Lastannahmen vorgeschrieben.

[1]) Vgl. dazu Adolf Rohrbach, »Bausicherheit und Kurvenflug«, diese Zeitschr., Bd. 13 (1922), Nr. 1, 14. Jan. 1922, S. 1 ff.

Bücherbesprechungen.

Rendiconti dell' Istituto Sperimentale Aeronautico. 9. Jahrgang, zweite Reihe, Nr. 4, vom 15. Dezember 1921, Rom 1921, S. 249—317, nebst Titelblatt und Inhaltsverzeichnis des 9. Jahrganges.

Das Schlußheft des 9. Bandes (s. ZFM **12**, 1921, Hefte 1, 2 und 3, S. 342, 266 und 362) bringt eine ausführliche Abhandlung von A. Anastasi, Professor für technische Mechanik in Rom, während des Krieges bei der italienischen Versuchsanstalt für Luftfahrt, »Über Flugmotoren in großen Höhen, mit einem Anhang über italienische Versuche während des Krieges«. Das Verhalten der gewöhnlichen Motoren und die Entwicklung des Höhenmotors werden kurz geschildert, die Aufgabe der Leistungsvermehrung in dünner Luft und der Anpassung an die unteren Schichten scharf gefaßt, die Verwendbarkeit der Dampfmaschine oder Dampfturbine erörtert und die Lösung der Aufgabe mit Vorverdichtung für Antrieb von der Welle wie durch Auspuffgase eingehend betrachtet. Die Vorverdichtung im Verein mit dem überbemessenen Motor, der im 7. Abschnitt besprochen wird, löst die Aufgabe des Höhenmotors.

Der Anhang bringt die Patentschrift eines selbsttätig regelbaren Vorverdichters, ferner Abbildung, Beschreibung und Prüfergebnisse einer Probeausführung.

Marco Segrè beschreibt kurz die »Fernablesung des Flüssigkeitstandes in Behältern«, die bei den italienischen M-Luftschiffen zum Überwachen der Benzinvorräte verwendet wurde: Der Druck der Flüssigkeitssäule im Behälter wird zum Ausgleich von Beschleunigungen nicht mit Trockenmanometern, sondern durch schwere Meßflüssigkeit mit niedrigem Gefrierpunkt im Barometerrohr mit großen Fangtaschen an den Enden bestimmt. Eine Pumpe mit Ventil im Kolben und im Boden stellt zuerst Druckausgleich, sodann den richtigen Überdruck her. Ev.

WISSENSCHAFTLICHE GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT E. V.
Geschäftsstelle: Berlin W 35, Blumeshof 17 pt. *Fernsprecher: Lützow 6508.*

Einladung zur Festsitzung anläßlich des 10 jährigen Bestehens der Gesellschaft
am Montag, den 3. April 1922, nachmittags 6 Uhr,
im Flugverbandhause, Berlin W 35, Blumeshof 17 II (Großer Saal)

Tagesordnung: 1. Begrüßung durch den Vorsitzenden, Herrn Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. e. h. Joh. Schütte. / 2. Vortrag des Herrn Ing. Offermann, Berlin: „Über die Erfassung der Selbstkosten in Luftverkehrsbetrieben“ mit Lichtbildern (Aussprache). / 3. Vorführung des Films „Luftfahrt in Not“. / Anschließend Festessen (Trockenes Gedeck ca. M. 40.—). / Anzug: Überrock oder Smoking.

Zusagen zu dem Vortrag und dem Essen sind unter Mitteilung der Anzahl der Teilnehmer schriftlich oder telephonisch spätestens bis zum 25. März 1922 an die Geschäftsstelle der WGL, Berlin W 35, Blumeshof 17 pt. (Telephon: Lützow 6508) einzusenden.

Der Vorstand: *Schütte. Wagenführ. Prandtl.*

Der Geschäftsführer: *Krupp.*



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten, auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Eine Zusammenstellung der bisherigen Dauerflugrekorde wird anläßlich des kürzlich ausgeführten Dauerfluges der Amerikaner Stinson und Larsen auf einem Junkers-Flugzeug von dem holländischen Fachblatt Het Vliegveld veröffentlicht:

Jahr	Flieger	Flugzeug	Zeit h	min	s
1906	Santos Dumont	Santos Dumont	—	—	21
1907	H. Farman	Voisin	—	—	52
1908	Wilbur Wright	Wright	2	20	23
1909	H. Farman	H. Farman	4	17	53
1910	»	»	8	12	47
1911	G. Fourny	M. Farman	11	1	29
1912	»	»	13	18	—
1913	—	—	—	—	—
1914	R. Böhm	Albatros	24	—	—
1920	Bossoutrot Bernard	Farman-Goliath	24	19	7
1921	Stinson Larsen	Junkers	26	19	45

(Het Vliegveld, Amsterdam, Januar 1922.) **22/6. 7.**

Deutschland.

Das Flugzeug für Hilfsaktionen in vereisten Gebieten. Die Verwendung des Flugzeuges als Hilfsmittel für Aktionen in vereisten Gebieten hat schon seit vielen Jahren die sachverständigen Kreise beschäftigt. Wenn man diesen Gedanken nachging, so hatte man dabei wohl nur Hilfs- und Forscherexpeditionen nach dem nördlichen oder südlichen Polarkreise im Auge. Auch für die Ausnützung der neuesten schwedischen Nordpolexpedition hat man sehr eingehend diese Möglichkeiten erwogen, sich schließlich auch entschlossen, ein Flugzeug zusammengelegt auf dem Expeditionsschiffe mitzunehmen.

Der strenge diesjährige Winter hat aber auch in unseren Breiten für eine Flugzeughilfsaktion in vereisten Zonen Gelegnheit gegeben. Während der großen Frostperiode hatten sich selbst in der westlichen und mittleren Ostsee riesige Eismassen angesammelt, eine größere Anzahl von Schiffen war im Eise festgekommen und, als ihnen die Lebensmittel ausgingen, in Not geraten. Mit Schlitten waren sie nicht zu erreichen und deshalb rüstete die Deutsche Luftreederei in Berlin eines ihrer Verkehrsflugzeuge mit Lebensmitteln aus, das in wenigen Stunden im vereisten Gebiete der Ostsee anlangte.

Es hat diese Expedition gezeigt, daß in der hellen Eisfläche bei einigermaßen sichtigem Wetter die in Not befindlichen Schiffe leicht ausgemacht werden können. Wenn das eingeschlossene Schiff von glattem Eis umgeben ist, kann das Flugzeug bequem landen und Lebensmittel, Medikamente und Nachrichten an Bord bringen. Sitzt der Dampfer dagegen im Packeise fest — und das wird in unseren Küstengebieten eher der Fall sein — so müssen die Sachen aus geringer Höhe abgeworfen werden. Jedenfalls aber hat sich erwiesen, daß wir in der Gegenwart in dem Flugzeug ein Mittel haben, das tatsächlich in der Lage ist, solchen in Not geratenen Schiffe wirksame Hilfe zu bringen.

Schweiz.

Die schweizerische Luftfahrt im Jahre 1921 wird von Ernst Naef in der »Suisse Aérienne« in chronologischer Folge behandelt. Das Jahr fing gleich mit einer Flugveranstaltung an. Der Chefpilot Marcel Weber von der Ad Astra Aero-Gesellschaft gab am Neujahrstage über 50 Fluggästen in Genf die Lufttaufe. Auch in Gstaad, Lugano, Zürich, Dübendorf fanden an schönen Januartagen Touristenflüge statt. Das Militärflugwesen, das durch den Absturz des Oberleutnants Muhr einen schmerzlichen Verlust erlitt, erstand 16 Hanriot-Nieuport-Jagd-Doppeldecker und 10 Fokker D VII-Kampfeindecker, später folgten 15 Beobachtungsflugzeuge.

Im Februar traf bei der Ad Astra Aero-Gesellschaft in Dübendorf ein Dornier-Ganzmetallflugzeug ein.

Im März kaufte Marcel Nappez ein italienisches Flugzeug an, mit welchem er den Flug Lugano—Ouchy ausführte und dabei den Monte Rosa in 5000 m Höhe überflog. Im gleichen Monat erfolgte der erste Freiballonaufstieg des Jahres durch Hauptmann Santschi mit dem Ballon Bern. Der bekannte Flieger Comte führte im März verschiedene Flüge nach München, Wien und Genf mit einer Sablatnig-Limousine aus.

Das erste große Flugmeeting fand am 10. April, von der Aeroschule veranstaltet, in Lausanne statt. Vor 20000 Zuschauern führten der italienische Flugzeugführer Piercy und die Fallschirmspringer Orde Lees und Johner ihre Flüge und Absprünge aus.

Im Mai erwarben zwei Schweizer Flugschüler in Dübendorf an der von Comte betriebenen Flugschule ihre Fliegerpatente auf Wild-Doppeldeckern, einer Flugzeugbauart schweizerischer Erzeugung. Auch in diesem Monat fanden verschiedene Flugveranstaltungen statt.

Ein bemerkenswerter Rundflug um die Schweiz in einem Tage wurde am 12. Juni von drei Militärflugzeugen ausgeführt. Während dieses Monats wurden bei Flugveranstaltungen an verschiedenen Orten Fallschirmabsprünge durch den Italiener Garavaglia mit einem Heinecke-Fallschirm und durch den Schweizer Romaneschi und die Engländerin Miß Boyden ausgeführt.

Der Juli brachte den Schweizern den Durchflug des letzten deutschen Luftschiffes »Bodensee« und die Ankunft des Dornierschen Wasserflugzeuges »Delphin«, das bei Zürichhorn stationiert wurde. Unter den Flugveranstaltungen der nächsten Monate, die überhaupt den wesentlichsten Bestandteil aller schweizerischen Luftfahrtätigkeit bilden, ist das zu Ehren des verunglückten Schweizer Fliegerhelden Oscar Bider veranstaltete Flugfest auf dem Beundenfeld bei Bern im August 1921 hervorzuheben. Im September führten 11 Militärflieger einen Fernflug Dübendorf—Rom aus über Brescia —Loreto—Pisa und Mailand. Der September brachte den Schweizern auch den Sieg im Gordon-Bennett-Freiballon-Wettbewerb. Der von Armbruster geführte Ballon »Zürich« landete auf der Insel Lambay bei Irland und hatte damit die größte Flugstrecke vom Startplatz in Belgien aus zurückgelegt.

Der Oktober erhielt in der Geschichte der Luftfahrt Berühmtheit durch die Flucht Kaiser Karls im Flugzeug aus der Schweiz. Am 19. Oktober wurde der Luftverkehr Paris—Lausanne aufgenommen. Die 420 km lange Strecke wird in 3 h 30 m zurückgelegt. Noch während der letzten Wochen des abgelaufenen Jahres wurden an verschiedenen Orten von den Firmen Ad Astra und Comte Flugveranstaltungen abgehalten.

Für das nächste Jahr hat die schweizerische Regierung eine Erhöhung der Subventionen auf 400 Frs. je Monat und beschäftigten Militärflugzeugführer sowie die Gewährung von Beihilfen zum Ankauf moderner Flugzeuge in Aussicht gestellt. (La Suisse Aérienne, Nr. 22/23, 1921.) **22/7. 13.**

Betriebsergebnisse des Luftverkehrs in Deutschland im Jahre 1921.

	April	Mai	Juni	Juli	August	September	Oktober	Insgesamt
Zahl der Flüge								4 771
Zurückgelegte Kilometer	210 000	202 000	237 000	285 000	286 000	269 000	165 000	1 654 000
Beförderte Fluggäste	403	646	785	1 390	1 725	1 237	621	6 809
Beförderte Post und Waren in kg	1 140	1 970	2 163	6 846	10 400	6 781	1 411	30 711

In diesen Zahlen sind die Sonder- und Messeflüge vor dem 1. April und nach dem 31. Oktober nicht einbegriffen. Ep.



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Brennstoffe. Petroleum als Kraftstoff für Flugzeuge. — Auto, Rad und Flugzeug, Bd. 10, Nr. 2, 14. Jan. 1922 (1/2 Sp., o. Abb.); auch Luftfahrt, Bd. 26, Nr. 1, Jan. 1922, S. 11 (1/2 Sp., o. Abb.); Automobilwelt-Flugwelt, Bd. 26, Nr. 2. 8. Jan. 1921, S. 7 (1/3 Sp., o. Abb.). **22/5. 19.**

Brennstoffe. Probleme bei der Entwicklung von Brennstoffnormen. — E. W. Dean, Journal of the Society of Automotive Engineers, Bd. 9, Nr. 2, Aug. 1921, S. 131/132 (4 Sp., o. Abb.).

Die Methode zur Bestimmung des Teildruckes muß noch verbessert werden. Die Bestimmung des Säuregehaltes ist sicher, die des Verhaltens bei der Verbrennung durch Verdampfen an einer Kupferplatte nur bei Flugbenzin zuverlässig. Planmäßige Versuche über die Neigung des Brennstoffes, im Motor feste Rückstände zu bilden, fehlen. Guter Geruch nicht unwichtig. In den Normen sollen Höchsttemperaturen für den Beginn des Siedens und den Übergang von 20, 50, 90 und 100 vH bestimmt werden. Die Ansichten darüber, ob die Temperaturen beim Sieden von 90 und 100 vH verlangt werden sollen, sind geteilt. Viele Raffinerien geben zu, daß die Temperatur bei 90 vH eingehalten werden kann. Hn. **22/5. 20.**

Flugerfahrung. Sichtweite von Objekten. — Retzow, Luftfahrt, Bd. 25, Nr. 12, 8. Dez. 1921, S. 207/208 (4 Sp., 2 Schaub.). K. **22/5. 21.**

Flugzeugberechnung. Vorläufige Messungen des Rollens und Kippens beim Handley-Page-Großflugzeug (Preliminary Tests on the Rolling and Pitching of a Handley Page Machine). — Air Ministry, 422. Bericht des engl. Luftfahrtbeirates (Advisory Committee for Aeronautics, Reports and Memoranda, Nr. 422), März 1918, veröffentlicht 1920 (1 S., 8 Schaub.).

Messungen bei sehr günstigem Wetter in 2 km Flughöhe vorgenommen. Einfache Meßeinrichtung durch Ablesen des Ausschlages eines von der Sonne auf einen Schirm geworfenen Schattens. Zur Messung des Kippens Flug in Richtung der Sonne, zu der des Rollens Flugrichtung rechtwinklig dazu. Schwingweite des Kippens gewöhnlich zwischen 0,6° und 1°, übersteigt selten 1,5°. Kippschwingungen durch die Steuerung des Führers nur wenig beeinflußt. Schwingperiode bei losgelassenem Steuer rd. 25 s. Beim Rollen besteht eine nicht abklingende längere Schwingung mit einer Amplitude von rd. 2° und einer Periode von rd. 40 s. Der Einfluß des Führers auf diese Schwingung ist ebenfalls sehr gering. Ergebnisse entsprechen den seinerzeit von der R. A. F. ausgeführten Messungen am B. F.-Doppeldecker, die bei der Kippschwingung mit losgelassenem Steuer eine Periode von 20 s und bei der Rollschwingung eine solche zwischen 10 bis 20 s ergaben. W. **22/5. 23.**

Flugzeugbeschreibung. Lioré-Olivier Le O. 9-Jagdeindecker-Einsitzer. — L'Air, Bd. 3, Nr. 49, 20. Nov. 1921, S. 12 (1/2 Sp., 1 Ansichtsskizze); L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 30, Nov. 1921, S. 467 (1 1/2 Sp., 1 Skizz.); La Suisse Aérienne (Schweiz. Luftfahrt), Bd. 3, Nr. 21, Dez. 21, S. 307, 312 (1/2 Sp., 1 Lichtb.); Flugsport, Bd. 13, Nr. 24, 23. Nov. 1921, S. 518, 520 (1/4 S., 1 Skizz.); Illustrierte Flug-Woche, Bd. 13, Nr. 26, 21. Dez. 1921, S. 535 (1/2 Sp., 2 Skizz.). W. **22/5. 24.**

Flugzeugbeschreibung. Farman-Flugzeuge von der Pariser Luftfahrtausstellung 1921. — L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 30, Nov. 1921, S. 447/449 (5 Sp., 1 Lichtb., 3 Übersichts- und 6 Einzelteilskizz.); Illustrierte Flugwoche, Bd. 3, Nr. 26, 21. Dez. 1921, S. 533/534 (1 Sp., 1 Skizz.). W. **22/6. 12.**

Flugzeugbeschreibung. Hanriot HD 18 (T. O. E.)-Kolonialdoppeldecker. — L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 30, Nov. 1921, S. 440/442 (4 Sp., 1 Lichtb., 4 Ansichtsskizz.).

Militärflugzeug für die Kolonien (T. O. E. = Théôtre d'Opérations Extérieures). Normaler zweistieliger und verspannter Doppeldecker in Leichtmetallbauart. Gleichgroße gestaffelte Flügel ohne V- und Pfeilform. Mitteldicker Flügelschnitt. Genietete Leichtmetallprofile. Rippen als Gitterträger aus Leichtmetall. Zwei Duraluminiumholme. Einstellbare Duralumin-Flügelstiele. Stoffbekleidung. Jeder Flügel dreiteilig, mit einem festen Flügelmittelstück und angesetzten Außenteilen. Stahlblechbeschläge, an den Stielen auch auswechselbare Duraluminblechbeschläge mit Einstellvorrichtung. Querruder in beiden Flügeln, miteinander gekuppelt und entlastet. Höhen- und Seitenruder entlastet. Einstellbare Höhenflosse mit Spindel und Mutter. Rumpf aus Duraluminrohr-Gitterträger, die im vorderen Rumpfteil in Stahlbeschlägen und im hinteren Rumpfteil in geschweißten Rohrschuhen gelagert sind, zusammengebaut und zweistielig. Rechteckiger Querschnitt. Genietete Motorspanten aus Blech. Motorholme aus Stahl. Zwei Lamblinkühler mit Abdeckvorrichtung an den vordersten Fahrgestellstreben. Im oberen Rumpfteil hinter dem Motor der Benzintank mit 385 l Inhalt. Dahinter der Führerraum mit Führersitz und einem zweiten Klappsitz. Flugzeug kann mit zwei oder drei Insassen geflogen werden. Hinter dem Führerraum M.-G.-Stand mit Drehkranz und F.-T.-Einrichtung. Fahrgestell ohne Schwanzkufe mit einem zweirädrigen Haupt- und einem davor gelagerten, zweirädrigen Stoßradpaar. Verkleidete Radachse. Bombenraum im Rumpf, kann auch zur Unterbringung von Verwundeten verwendet werden.

Motor (Renault)	300	PS
Spannweite	13,10	m
Länge	9,50	m
Spurweite der Haupträder	2,40	m
Tragfläche	42	m²
Leergewicht	1,27	t
Nutzlast	1,20	t
Fluggewicht	2,47	t
Flächenbelastung	58	kg/m²
Leistungsbelastung (300 PS)	8,2	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit in 1,5 km Höhe	160	km/h
Gipfelhöhe	5,5	km.

W. **22/6. 13.**

Flugzeugbeschreibung. Levasseur-Flugzeuge der Pariser Luftfahrtausstellung 1921. — L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 30, Nov. 1921, S. 463 (2 Sp., 3 Skizz.); L'Air, Bd. 3, Ausstellungs-Sonderheft, Nov. 1921, ohne Seitenang. (2 Sp., o. Abb.); L'Aérophile, Bd. 29, Nr. 23/24, 1/15. Dez. 1921, S. 362 (1/2 Sp., 1 Lichtb.).

Levasseur-Torpedo-Doppeldecker für die französische Marine bestimmt, ähnelt englischen Flugzeugen gleicher Art. Holz-Stahlkonstruktion. Keine Schweißung. Flügel aus Holz und mit Stoff bekleidet. Motoreinbau aus Stahlblech, gewährt leichtes Motorauswechseln. Landfahrgestell mit geteilten Hälften zur Lagerung des Torpedos, das unten am Rumpf befestigt wird. Beiklappbare Flügel.

Motor Renault	600	PS
Spannweite	15,25	m
Spannweite mit beigeklappten Flügeln	5	m
Länge	10,65	m
Höhe	6	m
größte Nutzlast	1,20	t.

Levasseur-Sportdoppeldecker. Zwei Sitze nebeneinander, auch als Dreisitzer zu fliegen. Holzkonstruktion. Einstieliger, normal verspannter Doppeldecker mit leicht gestaffelten Flügeln. Einfacher, leicht zerlegbarer Aufbau aus gelenkig miteinander verbundenen Pappelsperrholzrahmen, bestehend aus elf verleimten Schichten. Rumpf aus zwei Rahmen und Querspanten ohne Verspannung, aber im hinteren Teil durch zwei Streben gegen die Rahmen des Flügelmittelstückes an den Ansatzpunkten des hinteren Unterholmes abgestützt. Sehr billige und recht geschickte Bauart. Fahrgestell mit geteilter Achse. Rahmenstiele in der Flügelzelle.

Motor Hispano-Suiza	180	PS
Spannweite	7,90	m
Länge	7,40	m
Höhe	3,15	m
Tragfläche	26	m²
Staffelung	0,40	m
Leergewicht	700	kg
Nutzlast	300	kg
Fluggewicht	1000	kg
Flächenbelastung	38,4	kg/m²
Leistungsbelastung	5,9	kg/PS
Geschwindigkeit als Zweisitzer	180	km/h
Flugdauer als Zweisitzer	5	h.

W. **22/6. 14.**

Flugzeugbeschreibung. Morane-Saulnier-Hochdecker von der Pariser Luftfahrt-Ausstellung 1921. — L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 30, Nov. 1921, S. 143 (2 Sp., 2 Lichtb., 1 Skizz.); auch Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Nr. 25, 7. Dez. 1921, S. 515 (1/2 Sp., 2 Skizz.). W. **22/6. 15.**

Flugzeugbeschreibung. Potez-Flugzeuge der Pariser Luftfahrt-Ausstellung 1921. — L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 30, Nov. 1921, S. 445/446 (6 Sp., 2 Lichtb., 6 Einzelteilskizz.); L'Air, Bd. 3, Ausstellungs-Sonderheft, Nov. 1921, o. Seitenangabe (2 Sp., o. Abb.); auch Illustrierte Flugwoche, Bd. 3, Nr. 25, 7. Dez. 1921, S. 515 (1/2 Sp., 2 Skizz.). W. **22/6. 16.**



Flugzeugbeschreibung. Besson-H. 5-Hochsee-Vierdecker-Großflugboot. — L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 30, Nov. 1921, S. 463 (2 Sp., 1 Skizz., 1 Lichtb.).

Flugboot ist noch im Bau; als Modell in der Pariser Luftfahrt-Ausstellung 1921 gezeigt. Zwei dicht hintereinandergestellte und um den halben Flügelabstand gegeneinander versetzte Doppeldeckerzellen von 29 m Spannweite. Flügelstiele in X-Form verbinden durch Ausleger die beiden Doppeldeckerzellen miteinander. Vordere Zelie um halben Flügelabstand höher gesetzt. Flügelabstand jeder Doppeldeckerzelle 3 m; Flügeltiefe der vorderen Zelle 2 m, der hinteren 2,2 m. Flugboot für den Fernverkehr nach Algier bestimmt. Vier 360 PS-Lorraine-Motoren, zu beiden Seiten zu je zwei Motoren hintereinander in der Tragzelle, treiben zwei Druck- und zwei Zugschrauben an. W. **22/7. 22.**

Flugzeugbeschreibung. Caudron-Flugzeuge von der Pariser Luftfahrt-Ausstellung 1921. — L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 30, Nov. 1921, S. 470 (2 Sp., 1 Lichtb.); L'Aérophile, Bd. 29, Nr. 23/24, 1./15. Dez. 1921, S. 361 ($1/2$ Sp., o. Abb.).

Caudron G. 3 mit Zugschraube, Gitterschwanz und Umlaufmotor. Gleiche Bauart wie seit 1903 bekannt, nur werden jetzt an Stelle der Flügelverwindung Querruder in beiden Flügeln eingebaut.

Caudron C. 60-Reiseflugzeug mit 130 PS-Clerget und offenen Sitzen.

Caudron C. 61-Dreimotoren-Verkehrsflugzeug, aus dem C. 43 entwickelt. Holzkonstruktion. Geschlossenes Abteil für sechs Reisende im Mittelteil des Rumpfes. Besatzung besteht aus Führer und Motorwart, ist vor der Tragzelle unmittelbar hinter dem Mittelmotor im Rumpf untergebracht. Unterflügel etwas kleiner als der obere. Drei Zugschrauben. Die beiden Seitenmotoren sind zwischen den Flügeln gelagert. Benzinbehälter unter den Sitzen. Verspannung durch Stromliniendrähte. Fahrgestell mit zwei seitlichen Räderpaaren und einem Stoßrad unter der Rumpfspitze, Lamblinkühler. Einfaches Leitwerk mit entlastetem Seitenruder.

Motoren: drei Hispano-Suiza, je	140	PS
Gesamtleistung	420	PS
Spannweite	24,14	m
Länge	14	m
Höhe	4	m
Tragfläche	104	m^2
Leergewicht	2,20	t
Betriebsstoffe für 4 h	0,44	t
Nutzlast	1,28	t
Fluggewicht	3,48	t
Flächenbelastung	33,5	kg/m^2
Leistungsbelastung	8,3	kg/PS
Sparfluggeschwindigkeit	160	km/h
Flugbereich	640	km.

W. **22/7. 23.**

Flugzeugbeschreibung. F. B. A. (Schreck) M. 1-Wasserland-Flugboot von der Pariser Luftfahrt-Ausstellung 1921. — L' Aéronautique, Bd. 3, Nr. 30, Nov. 1921, S. 469 ($1/2$ Sp., 1 Skizz.).

Normales zweistieliges und verspanntes Flugboot mit dicht unter dem Oberflügel gelagerten Motor, der eine vierflügelige Druckschraube antreibt. Boot mit einer hinter dem Schwerpunkt gelegenen Stufe und leichter Kielung am Bug. Kleine Hilfsschwimmer dicht unter dem äußeren Stielpaar der gleichgroßen Flügel. Um wagerechte Achse schwingbares Radgestell, das mittels Schnecke aufgezogen werden kann. Im Fluge liegen die Räder zum Teil im Windschatten der Flügel. Der Motor liegt hinter einem Stirnkühler. Auf der Ausstellung nur Boot und Triebwerk gezeigt.

Motor	420	PS
Spannweite	17,60	m
Länge	12,60	m
Höhe	4,20	m
Tragfläche	75	m^2
Leergewicht	2	t
Nutzlast	0,90	t
Fluggewicht	2,90	t
Flächenbelastung	39	kg/m^2
Leistungsbelastung (420 PS)	6,9	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	150	km/h.

W. **22/7. 24.**

Flugzeugbeschreibung. Goubert-Sportflugzeug (Entwurf). — Raymond Saladin, L'Air, Bd. 4, Nr. 53, 20. Jan. 1922, S. 18/19 (4 Sp., 1 Skizz.).

Entenbauart mit vornliegendem Höhenruder und hinten, unmittelbar auf dem geschlossenen Abteil gelagerten, dicken und freitragenden Eindeckerflügel moderner Bauart. Flügel am Rumpf geteilt. Motor liegt vor dem Flügel und treibt eine vierflüglige Zugschraube an. Verbindung des Abteils mit dem Höhenleitwerk durch einen niedrigen, nach unten gebogenen Rumpf mit vier Holmen. Rückwärtiger Teil des Abteiles läuft in eine große, unter dem Flügel liegende Kielflosse aus, an die sich das entlastete Seitenruder anschließt. Abteil aus Sperrholz. Einfaches Fahrgestell. Höhenruder (eine Höhenflosse fehlt anscheinend! D. Ber.) mit symmetrischem Querschnitt. Flugzeug jetzt bei Buscaylet im Bau. Zwei Sitze.

Motor: Dreizyl. Anzani 3 A. 2	35	PS
Spannweite	9	m
Länge	6,30	m
Tragfläche	22	m^2
Triebwerk	80	kg
Flugwerk	175	kg
Leergewicht	255	kg
Nutzlast	210	kg
Fluggewicht	465	kg
Flächenbelastung	21,1	kg/m^2
Leistungsbelastung (35 PS)	13,3	kg/PS

Erwartete Flugleistungen:

Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	120	km/h
Gipfelhöhe	4	km
Geschwindigkeit in Gipfelhöhe	100	km/h
Flugbereich mit Fluggast	800	km

W. **22/7. 25.**

Flugzeugbeschreibung. Latecoère-Flugzeuge von der Pariser Luftfahrt-Ausstellung 1921. — L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 30, Nov. 1921, S. 468/469.

L. A. T.-4-Dreimotoren-Verkehrsflugzeug. Ein Mittelmotor in der Rumpfspitze, zwei seitlich in tropfenförmigen Motorgondeln dicht über dem Unterflügel gelagerte Außenmotoren. Drei Zugschrauben. Holzflügel. Metallrumpf. Eineinhalbstielige, verspannte Zelle. Motorgondeln nicht gegen den Oberflügel verstrebt. Doppeldeckleitwerk mit einstellbaren Flossen. 20 Reisende.

Motoren: drei Salmson Z—9 je	250	PS
Gesamtleistung	750	PS
Spannweite	24,66	m
Länge	14,54	m
Rumpfbreite	1,85	m
Rumpfhöhe	2	m
Nutzlast	2	t
Höchstgeschwindigkeit in 2 km Höhe	200	km/h
Flugdauer	$2^1/_2$	h

L. A. T.-6-Viermotoren-Schutzflugzeug für Bombenflüge. Leichtmetallbauart. Flügel- und Rumpfbekleidung aus Duraluminblech. Doppeldecker mit beidseitig zwei hintereinander angeordneten Motoren auf dem Unterflügel. Zwei Zug- und zwei Druckschrauben. Zweirädriges Fahrgestell.

Motoren: vier Salmson Z—9 je	250	PS
Gesamtleistung	1000	PS

Erwartete Flugleistungen:

Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	230	km/h
Höchstgeschwindigkeit in 4 km Höhe	215	km/h

Im Bau: L. A. T.-7-Dreimotoren Eindecker für Tagesbombenflüge. Metallbauart.

Motoren: drei Renault je	300	PS
Gesamtleistung	900	PS
Spannweite	26,64	m
Tragfläche	103	m^2
Fluggewicht	4,65	t
Flächenbelastung	45	kg/m^2
Leistungsbelastung (900 PS)	4,9	kg/PS

Erwartete Flugleistungen:

Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	212	km/h
Höchstgeschwindigkeit in 4 km Höhe	198	km/h

L. A. T.-8-Einmotoren Verkehrsdoppeldecker, für fünf Reisende. Normale, verspannte Bauart. Führer sitzt hinter Abteil. Entlastete Querruder mit in den Flügel hineinreichendem Ausgleichsteil.

Motor: Renault	300	PS
Tragfläche	50	m^2
Flächenbelastung	44	kg/m^2
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	180	km/h

W. **22/7. 26.**

Flugzeugbeschreibung. S. A. M. L.-Doppeldecker. — F. M., Der Motorwagen, Bd. 25, Nr. 2, 20. Jan. 1922, S. 25/27 (3 Sp., 2 Lichtb., 3 Übersichtsskizz.). W. **22/7. 27.**

Flugzeugbeschreibung. S. E. C. M.-Flugzeuge der Pariser Luftfahrtausstellung 1921. — L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 30, Nov. 1921, S. 471 (2 Sp., 3 Skizz.); The Aeroplane, Bd. 21, Nr. 23, 7. Dez. 1921, S. 571 (1 Skizz., o. Text).

S. E. C. M.-Societé d'Emboutissage et de Constructions Mécaniques, Colombes (Seine), fertigt Metallkonstruktionen aus gebördelten Rohren.

S. E. C. M.-Lutèce 20-Sportdoppeldecker mit zwei nebeneinanderliegenden Sitzen und Umlaufmotor. Normaler, einstieliger

und verspannter Doppeldecker mit größerem Oberflügel. Metallrohrbauart mit Verbindungen nach dem der S. E. C. M. geschützten Verfahren: durchlaufendes Hauptrohr gebördelt, Nebenrohr am Ende mit geringem Durchmesser, in die gebördelte Rohröffnung eingepaßt und durch Stauchung usw. verankert. Verspannte Metallrohrbauart in Flügel und Rumpf. Torpedorumpf. Normales Fahrgestell. Ruder nicht entlastet.

Motor: Le Rhône	110	PS
Spannweite im Oberflügel	9,50	m
Spannweite im Unterflügel	8,50	m
Flügeltiefe	1,20	m
Länge	6,50	m
Höhe	3	m
Tragfläche	21	m²
Zuladung	160	kg
Flugbereich	4	h
Geschwindigkeit in 2 km Höhe	185	km/h
Gipfelhöhe	4	km

Nachtbombenflugzeug, Muster BN 2, für die französische Heeresverwaltung. Nur in Teilen ausgestellt. Reine Metallbauart. Rumpf aus Duraluminprofilen zusammengesetzt. Normale Flügelbauart, mit zwei Holmen, Rippen usw. Rippen und Holme als Gitterträger ausgebildet. Stege aus gebördelten Duraluminblechen. 500 PS-Salmson-Motor. W. **22/7. 28.**

Flugzeugteile. Festigkeitsversuche mit Flügelstielen. — F. R. Maurer, Journal of the Society of Automotive Engineers, Bd. 9, Nr. 3, Sept. 1921, S. 201 (13 Sp., 10 Abb.).

Es wurden Stiele aus Sitka-Spruce und Douglas-Föhre mit Knicklängen zwischen 120 und 225 cm untersucht. Die Festigkeit von Holzstreben schwankt je nach der Güte des Baustoffes in außerordentlich weiten Grenzen. Alle Flügelstreben mit Ausnahme der der Seeflugzeuge haben Eulersche Knicklängen. Es ist vorteilhaft, vor dem Entwurf das in Aussicht genommene Material Festigkeitsversuchen zu unterwerfen.

Knickversuche ergeben gute Übereinstimmung mit der Eulerschen Formel. Wichtig ist die Befestigung an den Enden. Beschläge mit Schneide ergeben andere Werte wie die mit Kugel und diese andere wie der im Flugzeug verwendete Beschlag. Im Flugzeug tritt noch eine Änderung durch Verminderung der Reibung infolge Schwingungen ein.

Durch Einsetzen der Biegungsgleichung in die Eulersche Knickgleichung und Eliminieren von Trägheitsmoment und Elastizitätsmodul entsteht eine Beziehung, die die Knicklänge abhängig von der Durchbiegung bei bestimmter Last angibt. Die Berechnung der Knicklast aus den Werten des Biegungsversuches ergab gute Übereinstimmung mit Knickversuchen. Belastung in der Mitte zwischen den Auflagepunkten ergab bessere Werte als an drei Stellen.

Sonderversuche ergeben für Streben aus Sitka-Spruce eine Eulergrenze von 100 und für Douglas-Föhre eine solche von 90. Hn. **22/5. 26.**

Funktelegraphie. Drahtloses Peilen. — Nach Esau, Elektrotechnische Zeitschrift, Bd. 42, Nr. 45, 10. Nov. 1921, S. 1301/1302 (2 Sp., o. Abb.). K. **22/5. 28.**

Luftschiffe. Ein Tauchkreuzer der Luft. — R. Waschmann, Automobilwelt-Flugwelt, Bd. 19, Nr. 52, 25. Dez. 1921, S. 9 (3 Sp., o. Abb.).

Bekannte Angaben über das Boerner-Schiff. Hn. **22/6. 19.**

Materialkunde. Silumin, eine reine Leichtlegierung. — Czochzalski, Zeitschrift für Metallkunde, Bd. 13, Nr. 14, Nov. 1921, S. 507/510, ($4^1/_2$ S., 12 Abb.). Wdt. **22/6. 20.**

Motorbau. Windschnittige Motoren. — Wa. Ostwald, Auto-Technik, Bd. 10, Nr. 27, 31. Dez. 1921, S. 3/4 (2 Sp., o. Abb.).

Bei Schnelläufern entstehen im Kurbelgehäuse große Verluste durch den Luftwiderstand von Schubstangen und Kurbelarm. Untersuchung der Größe dieser Verluste und Aufsuchungen von Mitteln zur Verminderung von großer Bedeutung. Hn. **22/6. 21.**

Motorbeschreibung. Der Green-Motor. — Flight, Bd. 13, Nr. 46, 17. Nov. 1921, S. 752/753 (2 Sp., 1 Abb.).

Vierzyl. Reihenstandmotor mit Wasserkühlung. Obenliegende Steuerwelle mit Kipphebeln. Stahlzylinder. Kühlmäntel aus Kupfer. 5 Kurbelwellenlager. Preßölschmierung. Aluminiumkolben. Schubstange mit I-Querschnitt, ganzseitig bearbeitet, hat oben Phosphorbronze, unten Weißmetallager. Nickelstahl für die Einlaßventile und Wolframstahl für Auslaßventile.

Leistung	35 : 40	PS
Normale Drehzahl	1250	Umdr./min
Höchstdrehzahl	1350	Umdr./min
Hub	120	mm
Bohrung	106	mm
Gewicht mit Luftschraubennabe	84	kg
Einheitsgewicht (40 PS)	2,1	kg/PS
Benzinverbrauch	250	g/PSh
Ölverbrauch	40	g/PSh

Hn. **22/5. 29.**

Materialkunde. Prüfung von Elektron-Metall in England. — S. Beckinsale, Engineering vom 4. Nov. 1921, berichtet von La Technique Aéronautique, Bd. 12, Nr. 2, 15. Dez. 1921, S. 55 (1 S., o. Abb.).

Elektron-Probestücke deutschen Ursprungs in zylindrischer Form mit 7,6 mm Durchm.

Ergebnisse der Untersuchung.

Chemische Analyse:	Legierung A	B	C
Kupfer . . . vH	0,20	0,42	0,62
Zink . . . vH	4,62	4,24	4,37
Zinn und Mangan . . . vH	0,00	0,00	0,00
Blei, Eisen und Aluminium	Spuren	Spuren	Spuren
Magnesium (Rest) . . . vH	95,18	95,34	95,01
Spezifisches Gewicht	1,78	1,79	1,79
Brinel-Kugeldruckhärte (10 kg Belastung, Kugel von 1 mm Durchm.):			
Oberfläche	51	51	63
Querschnitt	50	48	59
Zugfestigkeit (Probestäbe v. 4,57 mm Durchm., Dehnung auf 16,2 mm Länge gemessen):			
Elastizitätsgrenze . . . kg/mm²	18,9	12	18,9
Bruchfestigkeit . . . kg/mm²	25,4	28,3	29
Dehnung . . . vH	19,0	19,0	13,0
Druckfestigkeit (Zylinder v. 8 mm Durchm. und 8 mm Länge):			
Elastizitätsgrenze: Zusammendrückung um 0,5 vH mit einer Belastung von . . . kg/mm²	4,7	9,4	13,2
Bleibende Verkürzung für			
15,7 kg/mm² . . . vH	3,9	2,0	1,0
31,5 kg/mm² . . . vH	10,1	9,1	7,0
Bruchlast (Bruch durch Abdrücken) . . . kg/mm²	36,2	35	37,6

Mechanische Eigenschaften im Hinblick auf Aluminiumlegierungen sehr zufriedenstellend, nur die Druckfestigkeit ist gegenüber diesen geringer. W. **22/7. 31.**

Motorbeschreibung. Lorraine-Diétrich-Motoren der Pariser Luftfahrt-Ausstellung. — André Lesage, L'Air, Bd. 3, Nr. 49, 20. Nov. 1921, S. 15/16 ($^1/_2$ Sp., o. Abb.).

Muster 133: Zwölf Zylinder mit 60° V-Stellung. Zwei Steuerwellen mit Kipphebeln oben. Planetenuntersetzungsgetriebe. Delco-Zündung.

Nennleistung	370	PS
Normale Drehzahl	1700	Umdr./min
Hub	170	mm
Bohrung	120	mm

Muster 20: Zwölf Zylinder mit 60° V-Stellung. Vier Ventile je Zylinder. Aluminiumkolben. Ölpumpe mit drei Kolben. Delco-Zündung. Auspuff innen (!), Vergaser und Einlaßventile außen. Eine Steuerwelle unten. Stoßstangen. (Schwieriger Einbau ins Flugzeug, da die Vergaser um den Motorträger greifen. D. Ber.)

Nennleistung	500	PS
Normale Drehzahl	1700	Umdr./min
Hub	200	mm
Bohrung	126	mm

500—600 PS-Motor hat die Zylinder vom Muster 20 in W-Form.

Muster 22. 24 Zylinder in W-Form. Vier Ventile je Zylinder, durch unten liegende Steuerwellen und Stoßstangen betätigt. Aluminiumkolben. Druckluftanlasser.

Nennleistung	1000	PS
Normale Drehzahl	1700	Umdr./min
Hub	200	mm
Bohrung	126	mm

Hn. **22/5. 30.**

Motorbeschreibung. Der Rhönmotor. — Schieferl, Flugsport, Bd. 13, Nr. 26, 21. Dez. 1921, S. 564 ($^3/_4$ S., 1 Abb.). Hn. **22/5. 31.**

Motorschmierung. Einfacher Viskositätsprüfer. — Allgemeine Automobilzeitung, Bd. 22, Nr. 53, 31. Dez. 1921, S. 32 ($^1/_2$ Sp., 1 Abb.). Hn. **22/5. 32.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

ZFM Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G. m. b. H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen ZFM

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

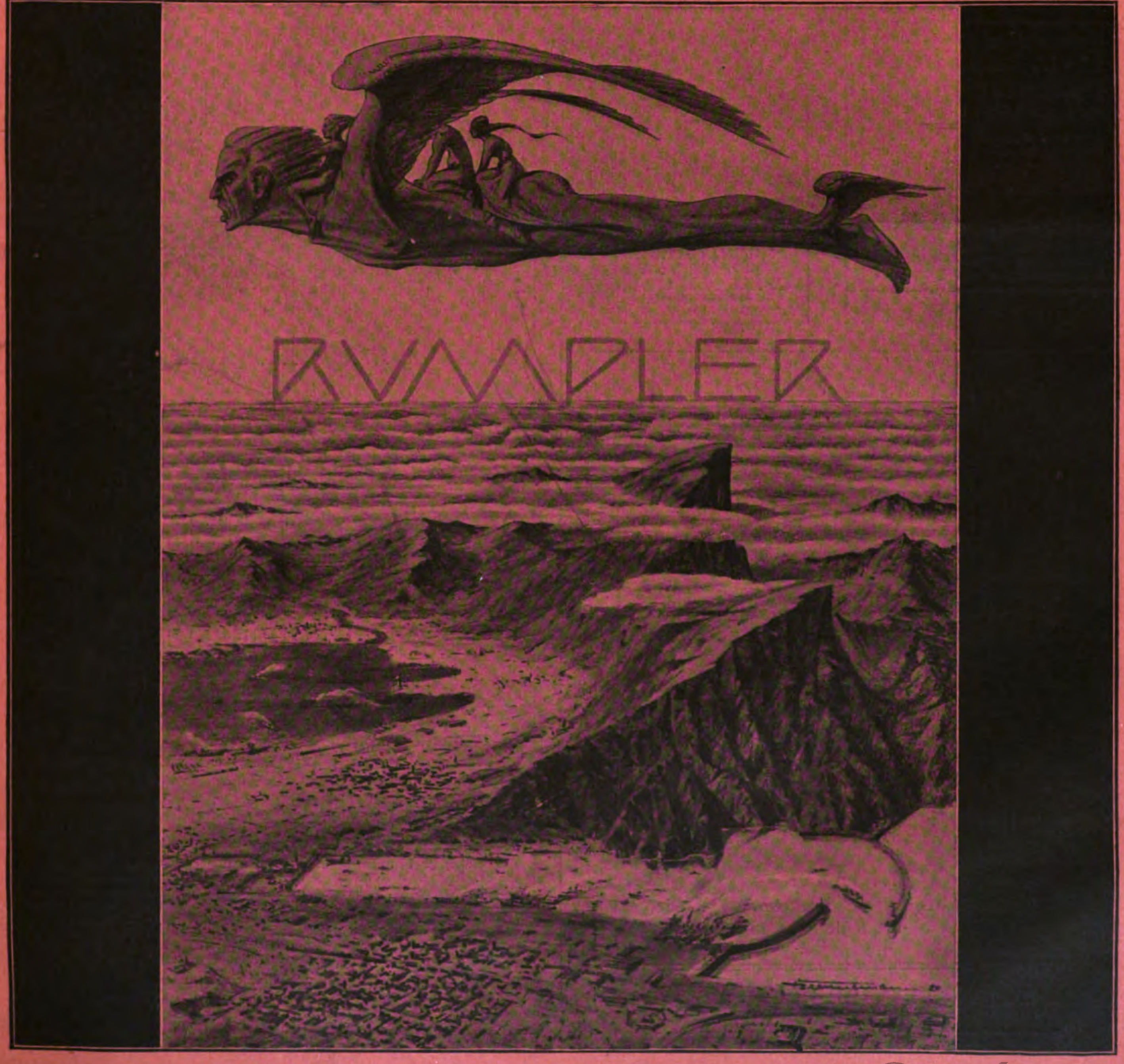
WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

6. Heft | **31. März 1922** | **13. Jahrgang**

INHALT:



Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zum Preise von M. 16.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien Fr. 25.—), England sh. 12.—), Dänemark (Kr. 10.–), Frankreich (Fr. 25.–), Japan (Yen 3.–), Italien (Lire 35.–), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 7.—), Norwegen (Kr. 11.—), Schweden (Kr. 10.—), Spanien (Pes. 15.—), Schweiz (Fr. 14.—), V. St. A. (Doll. 3.—).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 1.20 für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf 90 Pf. für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand,** die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München.
Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

6. Heft | 31. März 1922 | 13. Jahrgang

Zur Sinkgeschwindigkeit von Segelflugzeugen.

Von Erik Thomas, Darmstadt.

In Heft 1 dieses Jahres schlägt Herr v. Parseval vor, einen Wettbewerb für Segelflugzeuge um die geringste Sinkgeschwindigkeit zu veranstalten, da Herr v. Parseval annimmt, daß die sekundliche Fallhöhe ein Maß für die Segelfähigkeit eines Flugzeuges ist. Die Sinkgeschwindigkeit h_s beträgt:

$$h_s = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{\varrho \cdot F}} \cdot \frac{c_w + c_w'}{c_a^{3/2}}.$$

Hierbei ist:

$\frac{G}{F} = p$ Flächenbelastung,

c_w = Widerstandsbeiwert der Tragflügel,

c_w' = Widerstandsbeiwert der schädlichen Widerstände (Rumpf, Fahrgestell, Streben, Ruder usw.),

ϱ = Luftdichte $\left(\frac{2}{\varrho_0} \sim 16\right)$

$c_w + c_w' = c_w''$

Es ist daher:

$$h_s = \sqrt{p \cdot \frac{2}{\varrho} \cdot \frac{c_w''}{c_a^{3/2}}} = \sqrt{\frac{16\, p \cdot c_w''^2}{c_a^3}}$$

$$h_s = 4 \frac{1}{\sqrt{\frac{c_a^3}{p \cdot c_w''^2}}}$$

Die Sinkgeschwindigkeit hängt also, bei gleicher Luftdichte, lediglich von dem Werte des Ausdrucks $\frac{c_a^3}{p \cdot c_w''^2}$ ab. Auf Abb. 1 ist die Sinkgeschwindigkeit h_s in Abhängigkeit von der Flächenbelastung p und der Steigzahl $\frac{c_a^3}{c_w''^2}$ dargestellt. So ist z. B. bei $p = 10$ kg/m² und

$$\frac{c_a^3}{c_w''^2} = 200$$

die Sinkgeschwindigkeit in Meereshöhe = 0,9 m/s.

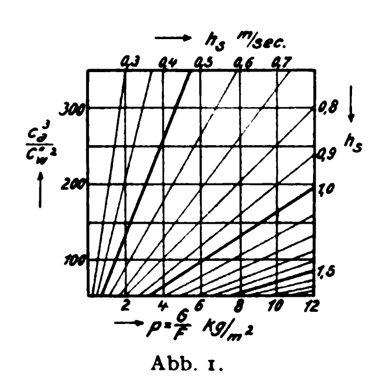


Abb. 1.

Will man ein Segelflugzeug auf geringste Sinkgeschwindigkeit hin bauen, so muß man versuchen, den Ausdruck $\frac{c_a^3}{p \cdot c_w''^2}$ zu einem Maximum zu gestalten.

A. Bestimmung der geringsten Sinkgeschwindigkeit eines Segelflugzeuges, dessen Flächeninhalt konstant ist.

Will ich ein Segelflugzeug bauen, dessen Flächeninhalt = F gegeben ist, so ermittle ich zuerst das Gewicht = G_R und den Widerstandsbeiwert = c_w' des Rumpfes (einschl. Führer und Nebenteile). Ich kann das Flugzeug mit verschiedenen Spannweiten bauen, bei denen zwar der Flächeninhalt F immer gleich, der Wert des Ausdruckes $\frac{c_a^3}{p \cdot c_w''^2}$ aber immer verschieden ist; um nun die günstigste Spannweite zu ermitteln, muß ich versuchen, sowohl p als auch $\frac{c_a^3}{c_w''^2}$ als Funktionen der Spannweite = b auszudrücken. Ich erhalte dann:

$$\frac{c_a^3}{p \cdot c_w''^2} = \frac{f(b)}{\varphi(b)} \quad \ldots\ldots \quad (1)$$

Hierbei ist:

$$f(b) = \frac{c_a^3}{c_w''^2}$$

$$\varphi(b) = p$$

Mit Hilfe der Differentialrechnung kann ich dann das Maximum von $\frac{c_a^3}{p\, c_w''^2}$ bestimmen.

1. $\frac{c_a^3}{c_w''^2}$ als Funktion der Spannweite.

Bezeichne ich die einzelnen Spannweiten mit:

$$b_5;\ b_6;\ b_7;\ \ldots\ldots b_{16}$$

und die zu jeder Spannweite gehörige Flächentiefe mit:

$$t_5;\ t_6;\ t_7;\ \ldots\ldots t_{16},$$

so ist:

$$b_5 \cdot t_5 = b_6 \cdot t_6 = b_7 \cdot t_7 = \ldots\ldots = b_{16} \cdot t_{16} = F.$$

Außerdem erhalte ich:

$$t_5 : b_5 = 1:5;\ t_6 : b_6 = 1:6;\ t_7 : b_7 = 1:7;\ \ldots\ldots t_{16} : b_{16} = 1:16.$$

In einem rechtwinkligen Koordinatensystem trage ich die mit dem Seitenverhältnis wachsenden Werte von $\frac{c_a^3}{c_w''^2}$ abhängig von den verschiedenen Spannweiten ein. Der Widerstandsbeiwert der schädlichen Widerstände c_w[1]) muß dabei konstant bleiben, da sich ja die Flächengröße nicht ändert. Mit großer

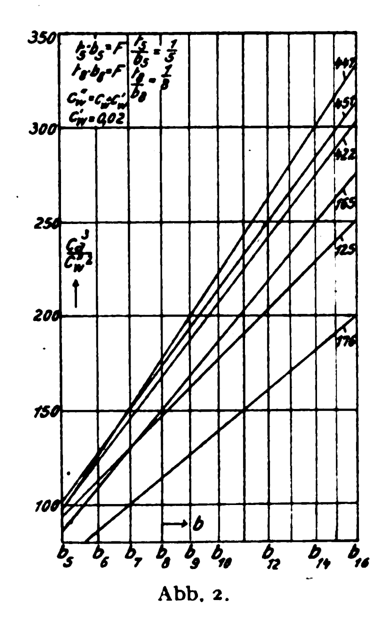


Abb. 2.

Annäherung erhalte ich dann eine gerade Linie, deren Gleichung gegeben ist durch:

$$\frac{c_a^3}{c_w''^2} = A + c\, b = f(b) \quad \ldots\ldots \quad (2)$$

Für jedes Profil kann nun $f(b)$ ermittelt werden. In Abb. 2 ist $f(b)$ für Profil Nr. 125, 165, 176[1]), 422, 447, 451[2]), eingezeich-

[1]) Messungen der alten Göttinger Anstalt, mitgeteilt in den T. B.

[2]) Messungen der neuen Göttinger Anstalt, mitgeteilt in den »Ergebnissen«, I. Lieferung. Wegen des höheren Kennwertes der letzteren Messungen erscheinen diese Profile besser, als die ersten drei; diese würden bei demselben Kennwert auch höher liegen (Zusatz d. Schriftltg.).

net. Ich habe nur die Werte für die Seitenverhältnisse von $\frac{1}{5}$ bis $\frac{1}{16}$ berücksichtigt. Nimmt man eine Flächengröße von $F = 20\ m^2$ an, so bedeutet: $b_5 = 10$ m, $b_6 = 11$ m, $b_7 = 11{,}85$ m, $b_{16} = 17{,}90$ m. Dann wird für Profil Nr. 447: $f(b) = -206 + 30{,}3\,b$.

Diesen Ausdruck muß ich dann in Gl. (1) einsetzen. Bei anderen Flächengrößen erhält man entsprechende Werte.

Hiermit ist $f(b)$ als Funktion der Spannweite eindeutig bestimmt.

2. p als Funktion der Spannweite.

Bei gegebener konstanter Flächengröße wird die Flächenbelastung $p = \frac{G}{F}$ nur durch das Gesamtgewicht des Flugzeuges $= G$ beeinflußt. Das Gesamtgewicht des Flugzeuges setzt sich zusammen aus:

G_R = Rumpfgewicht (einschl. Führer und Nebenteile) und
G_F = Flügelgewicht.

$$G = G_R + G_F.$$

Das Flächengewicht besteht aus:

G_H = Gewicht der Holme,
G_B = Gewicht der Bespannung, Rippen usw.

$$G_F = G_H + G_B$$
$$G = G_R + G_B + G_H.$$

Bei den leichtgebauten Segelflugzeugen kann man für den Entwurf bei Veränderung des Seitenverhältnisses — aber bei gleicher Flächengröße — G_R und G_B konstant annehmen. Das Gewicht der Holme hingegen wird mit wachsender Spannweite größer werden; G_H ist also irgendeine noch zu bestimmende Funktion der Spannweite b.

$$G_H = \psi(b).$$

Daher ist:

$$\varphi(b) = p = \frac{G}{F} = \frac{1}{F}\,[G_R + G_B + \psi(b)].$$
$$\varphi(b) = \frac{G_R + G_B + \psi(b)}{F} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (3)$$

$\varphi(b)$ muß ich dann ebenfalls in Gl. (1) einsetzen. Das Holmgewicht $G_H = \psi(b)$ ist für jede Holmbauart sehr verschieden. Es kann analytisch oder empirisch ermittelt werden. Meist ist der empirische Weg der einfachere, und nur in Sonderfällen wird man den analytischen begehen.

a) Bestimmung von $\psi(b)$ auf analytischem Wege.

Das Gewicht eines freitragenden Holmes von Flugzeugmitte bis Flügelende gerechnet beträgt:

$$G_h = \int_0^{b/2} \gamma \cdot f \cdot d\,x.$$

Hierbei ist:

f = Fläche des Holmquerschnittes,
γ = spez. Gewicht des Baustoffes.

Um die Holme möglichst leicht zu bauen, sind sie den an den verschiedenen Stellen auftretenden Biegemomenten entsprechend dimensioniert. Bei freitragenden Holmen beträgt das Biegemoment, das an beliebiger Stelle im Abstand x von Flugzeugmitte auftritt, unter Annahme gleichförmiger Belastung über die Längeneinheit:

$$M_b = \frac{1}{2}\,\frac{G_R}{b}\left(\frac{b}{2} - x\right)^2$$

Das erforderliche Widerstandsmoment $W_{(erf)}$ beträgt:

$$W_{(erf)} = n \cdot M_b.$$
$$n = \frac{\text{Sicherheit}}{K_b} \cdot q.$$

q ist ein Quotient, der angibt, den wievielten Teil des Rumpfgewichts der betreffende Holm im ungünstigsten Belastungsfall aufnehmen muß.

$$W_{(erf)} = \frac{n \cdot G_R}{2\,b} \cdot \left(\frac{b}{2} - x\right)^2.$$

Das tatsächlich vorhandene Widerstandsmoment einer Querschnittsform kenne ich und setze es dem erforderlichen gleich. Dadurch ist es mir möglich, die Fläche des Holmquerschnittes und damit auch das Holmgewicht zu berechnen.

Beispiel: Der Holm ist röhrenförmig (Holzbandröhre oder ähnlich). Die Wandstärke $= s$ ist überall konstant. Der mittlere Durchmesser d_m wird proportional dem Widerstandsmoment nach dem Ende zu kleiner. Das Widerstandsmoment eines Kreisringes ist:

$$W \sim 0{,}8\,d_m^2 \cdot s.$$

Ferner war:

$$W_{(erf)} = \frac{n \cdot G_R}{2\,b}\left(\frac{b}{2} - x\right)^2.$$

Es ist also:

$$\frac{n \cdot G_R}{2\,b}\left(\frac{b}{2} - x\right)^2 = 0{,}8\,d_m^2\,s$$
$$d_m = \sqrt{\frac{n\,G_R}{1{,}6 \cdot s \cdot b}\left(\frac{b}{2} - x\right)^2}.$$

Die Kreisringfläche ist:

$$f = d_m \cdot \pi \cdot s$$
$$f = \pi \cdot \left(\frac{b}{2} - x\right)\sqrt{\frac{n \cdot G_R \cdot s}{1{,}6 \cdot b}}.$$

Daher ist:

$$G_h = \int_0^{b/2} \gamma \cdot f \cdot d\,x$$
$$G_h = \pi \cdot \gamma \sqrt{\frac{n \cdot G_R \cdot s}{1{,}6\,b}} \int_0^{b/2} \left(\frac{b}{2} - x\right) d\,x$$
$$G_h = \frac{1}{8}\,\pi \cdot \gamma \sqrt{G_R \cdot \frac{n \cdot s}{1{,}6}} \cdot b^{3/2}.$$

Bezeichnet n_V und s_V die Werte für den Vorderholm, n_H und s_H für den Hinterholm, so ist:

$$\psi(b = G_H = b^{3/2}\left[\frac{1}{4}\,\pi \cdot \gamma \sqrt{\frac{G_R}{1{,}6}}\left(\sqrt{n_V \cdot s_V} + \sqrt{n_H \cdot s_H}\right)\right]$$
$$\psi(b) = C \cdot b^{3/2}.$$

Das Holmgewicht ist hier durch eine verhältnismäßig einfache Formel gegeben.

$\psi(b)$ kann ich dann in Formel (3) einsetzen. Hierbei muß man nur beachten, daß man alle Werte in dm und kg oder in cm und g einsetzt. Außerdem wird nach der Mitte zu die Holmhöhe sehr groß, so daß ich in der Mitte affine Profile verwenden muß, deren Steigzahl sicher nicht so günstig ist.

Ich kann deshalb auch d_m konstant lassen und die Wandstärke s nach der Mitte zu stärker werden lassen.

Dann ist:

$$G_h = \int_0^{b/2} \frac{n \cdot G_R \cdot \pi \cdot \gamma}{1{,}6 \cdot d_m}\left(\frac{b}{2} - x\right)^2 d\,x$$
$$G_h = \frac{n \cdot \gamma \cdot \pi \cdot G_R}{1{,}6\,d_m \cdot 24} \cdot b^3.$$

Ich kann nun sagen, daß sich die höchstmögliche Bauhöhe des Holmes auch mit dem Seitenverhältnis ändert. Verhält sich die höchste Bauhöhe zur Flügeltiefe wie φ, so ist

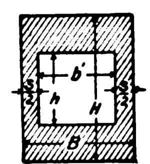
$$\frac{d_m}{t} = \varphi$$
$$t = \frac{F}{b}$$
$$d_m = \frac{\varphi \cdot F}{b}.$$

Dann ist:

$$G_h = \frac{n \cdot \gamma \cdot \pi \cdot G_R}{38{,}4 \cdot \varphi \cdot F} \cdot b^4$$
$$G_h = C \cdot b^4 = \psi(b).$$

Auch hier ist $\psi(b)$ ein einfacher Ausdruck, der ohne Schwierigkeiten in Gl. (3) eingesetzt werden kann.

Nimmt man dagegen einen Kastenholm, dessen Höhe und Breite konstant ist und dessen beide Gurte (H—h in Abb. 3) nach der Mitte zu wieder dem Biegemoment entsprechend stärker werden, so erhält man einen sehr komplizierten Ausdruck, der schon mehr Schwierigkeiten in der Berechnung



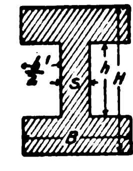


Abb. 3.

bietet. Unter Benutzung der Bezeichnungen der Abb. 3 und wenn:

$$B\,H^2 = c;\quad 3\,n\,G_R = a$$

wird das Gewicht eines Holmes:

$$G_h = \frac{c\,\gamma\,b}{2\,H} - \frac{6\,\gamma}{a^2}\,b^2\,\sqrt[3]{H\,b'^2}$$

$$\left[\frac{3}{28}\sqrt[3]{c^7} - \frac{c}{4}\sqrt[3]{\left(c - \frac{a\cdot b}{4}\right)^4} - \frac{1}{7}\sqrt[3]{\left(c - \frac{a\,b}{4}\right)^7}\right].$$

Ist die höchstmögliche Bauhöhe wieder durch den Quotienten φ bestimmt, so ist:

$$G_h = F\cdot\gamma\left[\frac{b\cdot\varphi}{2} - \frac{6\,b^2}{a^2}\sqrt[3]{\frac{F\,d\,b'^2}{b}}\right.$$

$$\left.\left(\frac{3}{28}\sqrt[3]{\left(\frac{v}{b^2}\right)^7} - \frac{v}{4\,b^2}\sqrt[3]{\left(\frac{v}{b^2} - \frac{a\cdot b}{4}\right)^4} - \frac{1}{7}\sqrt[3]{\left(\frac{v}{b^2} - \frac{a\cdot b}{4}\right)^7}\right)\right].$$

Hierbei ist $v = B\cdot F^2\,\varphi^2$.

Bei diesen Holmen wird man $\psi\,(b)$ nicht mehr auf analytischem Wege bestimmen, sondern das Holmgewicht für mehrere Spannweiten berechnen oder schätzen. Dies hat den Vorteil, daß man auch noch den entlastenden Einfluß von Stielen und Streben mit berücksichtigen kann. Hat man so für etwa 3 oder 4 verschiedene Spannweiten das Holmgewicht ermittelt, so kann man leicht die Kurve der Holmgewichte aufzeichnen. Durch schrittweises Rechnen wird man dann auch zum Ziele kommen. Auch hierbei sind die Ungenauigkeiten nicht allzugroß. Im ungünstigsten Falle verschätzt man sich ja um höchstens 3—4 kg bei der Gewichtsermittlung der Holme, und dieser Fehler würde ja auch eintreten, wenn man das Gewicht des Flugzeugführers mit 75 kg einsetzt und er würde tatsächlich 80 kg wiegen. Die Berechnungen sollen ja auch nur einen allgemeinen Anhalt geben, welche Spannweite für geringe Sinkgeschwindigkeiten günstig sind.

B. Bestimmung der geringsten Sinkgeschwindigkeit eines Segelflugzeuges, dessen Spannweite konstant ist.

Beim Entwurf eines Flugzeuges wird es viel häufiger vorkommen, daß man über eine bestimmte Spannweite nicht herausgehen will, sei es aus Festigkeitsrücksichten oder aus Transportrücksichten. In diesem Falle kann man die Flügeltiefe verändern und erhält so voneinander verschiedene Flächengrößen und Seitenverhältnisse. Es ändert sich also sowohl $\frac{c_a^3}{c_w''^2}$ als auch p.

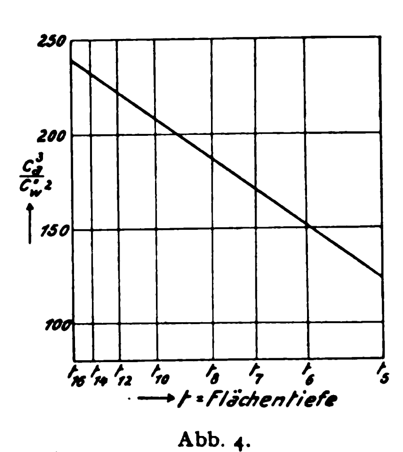


Abb. 4.

Bei der Ermittlung von $\frac{c_a^3}{c_w''^2}$ muß hier aber darauf geachtet werden, daß sich der schädliche Widerstand c_w' ändert.

Der schädliche Widerstand c_w' wird auf die Tragfläche bezogen. Bei kleiner werdender Fläche wird c_w' also wachsen. In Abb. 4 ist der Wert des Ausdrucks $\frac{c_a^3}{c_w''^2}$ abhängig von der Flächentiefe dargestellt. Es war hier eine Spannweite von 12 m angenommen. Bei 1,20 m Flächentiefe war der Koeffizient des schädlichen Widerstandes $c_w' = 0{,}0208$. Er betrug infolgedessen bei Profil 447:

$$t_5 = 2{,}40\text{ m},\ c_w' = 1{,}04;\quad t_6 = 2{,}00\text{ m}.\ c_w' = 1{,}25.$$
$$t_{16} = 0{,}75\text{ m}\ c_w' = 3{,}33.$$

Auch bei der Darstellung von $\frac{c_a^3}{c_w''^2}$ abhängig von der Flächentiefe, ergab sich angenähert eine gerade Linie.

Auch das Flugzeuggewicht ändert sich bei Vergrößerung der Flügeltiefe. In Zahlentafel 1 war angenommen, daß bei Vergrößerung der Tragflächen um 1 m² sich im Falle α das Gewicht um 300 g, im Falle β um 500 g und im Falle γ um 700 g ändert.

Zahlentafel 1.

$t:b =$	1:5	1:6	1:7	1:8	1:10	1:12	1:14	1:16	
$b =$	12	12	12	12	12	12	12	12	m
$t =$	2,40	2,00	1,72	1,50	1,20	1,00	0,86	0,75	m
$F = t\cdot b =$	28,8	24,0	20,64	18,0	14,4	12,0	10,03	9,0	m²
$G_\alpha = 130 + 0{,}3\,\Delta F =$	134,32	132,88	131,87	131,0	130,0	129,34	128,68	128,38	kg
$p_\alpha =$	4,66	5,54	6,37	7,3	9,03	10,8	12,5	14,25	kg/m²
$G_\beta = 130 + 0{,}5\,\Delta F =$	137,2	134,8	133,12	131,5	130,0	129,12	127,82	127,3	kg
$p_\beta =$	4,77	5,6	6 45	7,3	9,03	10,75	12,4	14, 5	kg/m²
$G_\gamma = 130 + 0{,}7\,\Delta F =$	140,8	136,72	134,32	132,52	130,0	128,46	126,94	126,22	kg
$p_\gamma =$	4,9	5,7	6,5	7,35	9,03	10,6	12,3	14,05	kg/m²
$c'_w =$	1,04	1,25	1,45	1,67	2,08	2,5	2,91	3,33	
Max. v. $c_a^3 : c''^2_w$ (447) =	122	148	168	187	210	230	235	240	

Zahlentafel 1 zeigt die Berechnung der Werte bei einem Flugzeuge, welches einschl. Führer 130 kg wiege und bei 12 m Spannweite und 1,20 m Flächentiefe einen Beiwert des schädlichen Widerstandes von 0,0208 habe.

Die Werte für $\left(\frac{c_a^3}{c_w''^2}\right)_{max}$ sind für Profil 447 berechnet, unter Einsetzung der gefundenen Werte von c_w' (siehe Abb. 4). Die Sinkgeschwindigkeit, die ich im Minimum bei den ver-

schiedenen Flächentiefen erreichen kann, kann man aus Zahlentafel 2 ersehen.

Zahlentafel 2.

$t:b =$	1:5	1:6	1:7	1:8	1:10	1:12	1:14	1:16	
Fall α; $h_s =$	81,8	80,9	81,8	82,7	86,8	90,7	96,8	102	cm/s
Fall β; $h_s =$	82,6	81,4	82	82,8	86,8	90,5	96	101,5	cm/s
Fall γ; $h_s =$	83,9	82	81,6	83	86,8	90	95,5	101	cm/s

$b = 12$ m. Profil 447.

Bei Überschlagsrechnungen kann ich, wenigstens innerhalb der Seitenverhältnisse von 1 : 5 bis 1 : 10 sowohl das Flugzeuggewicht, als auch den schädlichen Widerstand unverändert lassen. Denn bei großer Flügeltiefe erhalte ich größere Bauhöhen für die Holme, die dadurch sehr viel leichter ausfallen können und so das Mehrgewicht an Bespannung, Vergrößerung der Ruder usw. aufwiegen. Die größeren Ruder gleichen die Verminderung des schädlichen Widerstandes aus.

In Zahlentafel 3 sind die Sinkgeschwindigkeiten für ein Flugzeug von 130 kg Gewicht, 12 m Spannweite und einem Beiwert des schädlichen Widerstandes $c_w^3 = 0{,}02$ für Profil 125, 165 und 167 angegeben.

Zahlentafel 3.

$t:b$	1:5	1:6	1:7	1:8	1:10	
$h_s =$		0,882	0,892	0,905	0,92	Bei Benutzung v. Profil 125
$h_s =$	0,88	0,875	0,885	0,89	0,9	» » » » 165
$h_s =$	0,905	0,895	0,905	0,92	0,94	» » » » 176

Es zeigt sich sowohl auf Zahlentafel 2 wie auch 3, daß die geringste Sinkgeschwindigkeit bei einem Seitenverhältnis von etwa $t:b = 1:6$ erreicht wird. Man sieht aber auch, daß der Unterschied in der minimalsten Sinkgeschwindigkeit wenigstens innerhalb $t:b = 1:5$ bis $t:b = 1:8$ sehr gering ist.

Es fragt sich überhaupt, ob ein Wettbewerb um geringste Sinkgeschwindigkeit die Segelfliegerei fördert. Es wird natürlich immer sehr angenehm sein, wenn das Flugzeug eine geringe Sinkgeschwindigkeit aufweist. Aber das Ziel ist doch nicht, im aufsteigenden Luftstrom der Hänge zu gleiten, sondern über Land zu segeln, indem man die Windenergie ausnutzt und sich mit ihrer Hilfe fortbewegt. Dazu braucht man sicherlich Flugzeuge, deren Trägheitsmoment um die horizontale Achse quer zur Flugrichtung sehr klein ist, damit sie schnell die Windschwankungen ausnutzen können. Man braucht also verhältnismäßig schmale, aber lange Flächen und einen kurzen Rumpf. Hat man aber sein Flugzeug auf geringe Sinkgeschwindigkeit gebaut, so erhält man zwar auch lange, aber sehr breite Flügel. Bis das Flugzeug in der Lage ist, eine Böe auszunutzen, ist diese schon längst vorbei. Dieser Wettbewerb um geringste Sinkgeschwindigkeit müßte sorgfältig überlegt werden, denn er kann uns leicht auf verkehrte Bahnen lenken.

Nachtrag:

Vorliegender Aufsatz entstand, bevor mir die Ausschreibung zum Rhön-Wettbewerb bekannt war. In den vorliegenden Berechnungen handelt es sich um die reine Sinkgeschwindigkeit eines Segelflugzeuges, etwa bei vollkommener Windstille.

Beim Rhön-Wettbewerb dagegen ist:

$$\text{Sinkgeschwindigkeit} = \frac{\text{Höhenunterschied}}{\text{Flugzeit}}$$

oder:

Die im Rhön-Wettbewerb gewertete Sinkgeschwindigkeit ist die Differenz aus der reinen Sinkgeschwindigkeit und dem Höhengewinn, den ich durch Ausnutzung der Windenergie erhalte.

Ein einfaches Verfahren zur Auffindung von $\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max}$.

Von W. Klemperer.

Für manche Aufgaben der Flugleistungs- und Flugzeugberechnung ist es notwendig, den Anstellwinkel kleinsten Leistungsbedarfs und die zugehörigen Luftkraftbeiwerte zu ermitteln. Bekanntlich führen die nächstliegenden Annahmen über die Kraftwirkungen dazu, daß der Flugzustand kleinsten Leistungsbedarfs durch den größtmöglichen Wert von $\frac{c_a^3}{c_w^2}$ ausgezeichnet ist. Es erwächst daraus die Aufgabe, aus einem in der Form der Polarkurve gegebenen Luftkraftdiagramm oder einem ganzen Auswahlmaterial solcher Kurven rasch je den Punkt des größten $\frac{c_a^3}{c_w^2}$ herauszufinden. Dieser Punkt liegt stets bei höherem Auftrieb als der Punkt der besten Gleitzahl, von welchem aus die Tangente an die Polare durch den Koordinatenanfangspunkt geht. Er liegt um so beträchtlicher höher als dieser, je schwächer die Krümmung der Polaren in dieser Gegend ist.

Es gibt nun eine Beziehung, welche eine sehr einfache Auffindung des Punktes $\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max}$ ermöglicht. Die in diesem Punkte an die Polare gelegte Tangente schneidet nämlich auf der Ordinatenachse ein Stück ab, welches gerade genau $\frac{1}{3} \cdot c_a$ ist, also $\frac{1}{3}$ der Ordinate des gesuchten Punktes selbst. Durch Abwälzen eines Lineals längs der gegebenen Polaren findet man

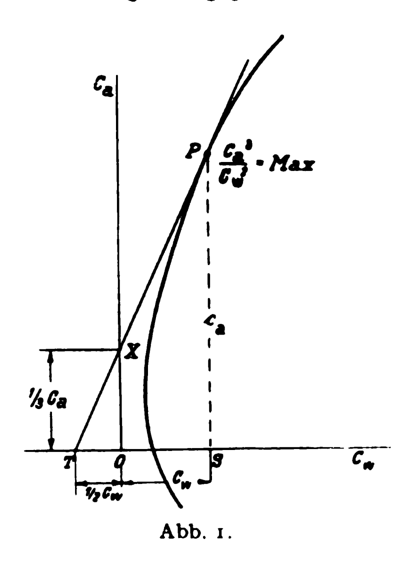


Abb. 1.

mit dieser Kenntnis sehr leicht und mit für gewöhnlich ausreichender Genauigkeit den gesuchten Punkt (s. Abb. 1). In der Lage des Anfangspunktes O müssen natürlich alle schädlichen Widerstände des Flugzeuges mitberücksichtigt sein.

Der Beweis für die verwendete Beziehung, welche für jede beliebige Gestalt der Polarkurve gültig ist, kann folgendermaßen erbracht werden.

Die Länge der Subtangente (im Falle des gesuchten Punktes $= ST$) ist für jeden beliebigen Punkt der Polarkurve, wie man ohne weiteres ablesen kann,

$$c_a \cdot \frac{d\,c_w}{d\,c_a} = \text{Subtangente}.$$

An der gesuchten Stelle der Polaren nun soll $\frac{c_a^3}{c_w^2}$ ein Maximum sein, d. h. die Ableitung dieses Ausdruckes nach einem der beiden Komponentenbeiwerte als Variabeln muß gleich O sein:

$$\frac{d}{d\,c_w}\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right) = 0 \quad \text{oder} \quad \frac{d}{d\,c_a}\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right) = 0.$$

Beides ist der Fall, wenn

$$3\,c_w^2\,c_a^2 - 2\,c_w\,c_a^3\,\frac{d\,c_w}{d\,c_a} = 0,$$



also wenn:

$$\frac{d\,c_w}{d\,c_a} = \frac{3}{2} \cdot \frac{c_w}{c_a}.$$

Dann aber ist die Subtangente im gesuchten Punkt

$$S\,T = \frac{3}{2}\,c_w.$$

Nun verhält sich

$$\frac{O\,X}{S\,P} = \frac{O\,T}{S\,T} = \frac{1}{3},$$

also in der Tat

$$O\,X = \frac{c_a}{3}.$$

Man kann natürlich ebensogut die Gleichung für ST selbst dem Verfahren zugrunde legen, indem man diejenige Tangente an die Polare sucht, welche auf der nach links verlängerten Abszissenachse die Hälfte der Abszisse des gesuchten Punktes selbst abschneidet[1]).

Die verwendete Beziehung zwischen $\frac{c_a^3}{c_w^2}$ und den Tangenteneigenschaften gilt, wie gesagt, für jede Form der Polaren. Jedoch erfährt sie eine weitere bemerkenswerte Vereinfachung für den Fall, daß die Polare in der Gegend des gesuchten Punktes von der Idealgestalt der Parabel des induzierten Widerstands nicht bzw. von dieser Parabel nur um eine Konstante abweicht, oder wenigstens dort dieselbe Neigung wie jene hat. Dies ist im allgemeinen mit einiger Annäherung der Fall bei sehr guten Profilen, wenn der schädliche Widerstand gerade

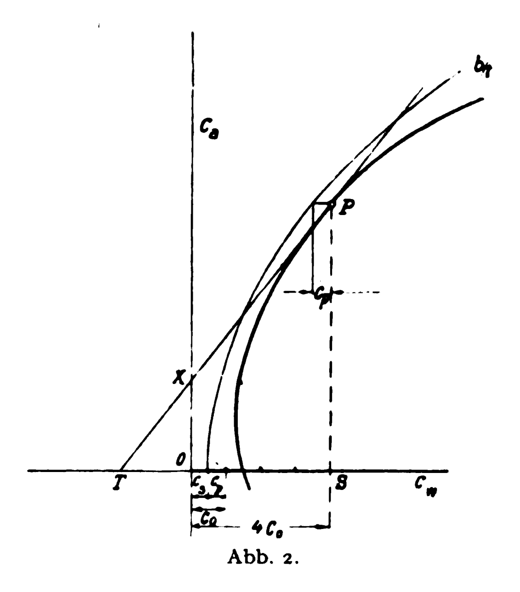


Abb. 2.

für die gesuchte Trimmlage extrem klein gehalten wird. Dann liegt der gesuchte Punkt des höchsten $\frac{c_a^3}{c_w^2}$ so, daß der induzierte Widerstand gerade dreimal so groß ist wie der übrige. Man braucht also nur vom Anfangspunkt aus das Vierfache der Summe von Profilwiderstand (c_p) und übrigem schädlichen Widerstand c_s abzutragen, um senkrecht darüber den Punkt von $\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{\max}$ zu finden (Abb. 2).

Der Beweis für diese Tatsache läßt sich so führen:

Für die parabolische Polare gilt, wenn $c_0 = c_s + c_p$ den vom Auftrieb unabhängigen Teil des Widerstandes und $\frac{b}{t}$ das Seitenverhältnis bedeutet, bekanntlich:

$$c_w = c_0 + \frac{c_a^2\,t}{\pi\,b}.$$

Dann ist:

$$\frac{d\,c_w}{d\,c_a} = \frac{2\,c_a\,t}{\pi\,b}.$$

Dies soll aber

$$= \frac{3}{2}\,\frac{c_w}{c_a}$$

sein, wie anfangs abgeleitet wurde, also

$$\frac{2\,c_a\,t}{\pi\,b} = \frac{3}{2}\,\frac{c_w}{c_a}$$

oder

$$\frac{c_a^2\,t}{\pi\,b} = \frac{3}{4}\,c_w.$$

Die linke Seite ist aber nichts anderes als der induzierte Widerstand. Wenn er ¾ vom Ganzen ausmacht, bleibt für den Rest ¼ übrig:

$$c_w = 4\,c_0.$$

Diese einfache Beziehung gilt aber allerdings nur, wie erwähnt, wenn der Profilwiderstand tatsächlich in der Umgebung der gesuchten Stelle gut konstant ist. Ist er das zunächst nicht, so kann man ihn konstant machen, indem man den Parameter des induzierten Widerstandes entsprechend etwas ändert.

[1]) Das Verfahren läßt sich analog anwenden auf Fälle, bei denen der Quotient anderer Potenzen der Luftkraftbeiwerte bei Leistungsminimum zum Maximum wird, beispielsweise $\frac{c_a^{2,5}}{c_w^2}$ oder allgemein $\frac{c_a^m}{c_w^n}$. Es ist dann $O\,T = \frac{m-n}{n} \cdot c_w$, beziehungsweise $O\,X = \frac{m-n}{m} \cdot c_a$, wovon man sich ebenso überzeugen kann und was in der Anwendung ebenso einfach ist, solange m und n ganze, kleine Zahlen sind.

Beitrag zur Segelflugzeugberechnung.

Von M. Schrenk.

Die Sinkgeschwindigkeit spielt bei einem Segelflugzeug, mag es gebaut sein wie es wolle, immer die wichtigste Rolle, da sie ein Maß darstellt für den Energiebedarf des Flugzeugs beim Segeln. In dem Ausdruck für die Sinkgeschwindigkeit:

$$v_s = \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{2}{\varrho} \cdot \frac{1}{\frac{c_a^3}{c_w^2}}}$$

stehen außer der Luftdichte ϱ, die sich beim derzeitigen Stand der Entwicklung während eines Flugs wohl kaum verändert, zwei Faktoren: die Flächenbelastung $\frac{G}{F}$ und die Steigzahl $\frac{c_a^3}{c_w^2}$, die vom Konstrukteur in mannigfacher Weise beeinflußbar, jedoch voneinander nicht unabhängig sind. Um die Einflüsse der darin enthaltenen veränderlichen Konstanten rechnerisch verfolgen zu können, wird eine Zerlegung in Gewichts- und Widerstandsanteile vorgenommen[1]); es ist:

$$c_w = c_{wo} + \frac{f\,c_{ws}}{F} + \frac{c_a^2}{\pi} \cdot \frac{F}{b^2} \left(\text{bei D. D.: } \varkappa \cdot \frac{c_a^2}{\pi} \cdot \frac{F}{b^2}\right)$$

$$G = K + g \cdot F,$$

worin K das Gewicht aller nichttragenden Teile, g das Flächeneinheitsgewicht des Tragflügels bedeutet. Dann ist die Sinkgeschwindigkeit $\left(\frac{2}{\varrho} \text{ in Meereshöhe} = 16\right)$

$$v_s = \frac{4}{c_a}\left(c_{wo} + \frac{f\,c_{ws}}{F} + \frac{c_a^2}{\pi} \cdot \frac{F}{b^2}\right)\sqrt{\frac{K}{c_a \cdot F} + \frac{g}{c_a}}.$$

Hierin ist b die Spannweite, ein durch Konstruktion (Freiträger), Steuerbarkeit und Transportfähigkeit gegebenes Maß; damit sind auch die andern Hauptmaße ungefähr festgelegt und die schädliche Widerstandsfläche $f\,c_{ws}$ kann bestimmt werden. Um nun die Flächengröße zu erhalten, die bei konstantem K, g, b, $f\,c_{ws}$, c_a und c_{wo} die geringste Sinkgeschwindigkeit ergibt, wird eine einfache Minimalrechnung durchgeführt.

$$\frac{d\,v_s}{d\,F} = \varphi\,(F) = 0$$

ergibt einen Ausdruck 3. Grades in F:

$$2\,g\,c_a^2\,F^3 + K\,c_a^2\,F^2 - \pi\,b^2\,(2\,g\,f\,c_{ws} + K\,c_{wo}) \cdot F - 3\,\pi\,b^2 \cdot K \cdot f\,c_{ws} = 0.$$

[1]) Die Anregung dazu verdanke ich Herrn W. Klemperer.

2

Hier sind noch unbestimmt c_a und $c_{wo} \cdot c_a$ muß auf Grund der Polare des gewählten Profils so geschätzt werden, daß es in der Gegend des voraussichtlichen Maximums von $\frac{c_a^3}{c_w^2}$ liegt, was bei geringer Übung leicht möglich ist. Ein vorsichtiger Segelflieger wird sich vielleicht mit einem niedrigeren Wert begnügen. Damit liegt auch c_{wo} fest. — Ganz gut sind aus dieser Gleichung die Einflüsse der verschiedenen Anteile erkennbar. Die Fläche wird größer mit wachsendem K, $f c_{ws}$ und c_{wo}, sie wird kleiner mit wachsendem c_a und g.

Auch bei wachsender Spannweite vergrößert sich die Fläche. Um zu ersehen, wie sich dabei die Flügeltiefe verhält, wird die Gleichung nach t umgeformt und geordnet:

$$2 g c_a^2 b t^3 + K c_a^2 t^2 - \pi b (2 g f c_{ws} + K c_{wo}) \cdot t - 3 \pi K f c_{ws} = 0.$$

t fällt hier mit wachsendem b, was der Vergrößerung der Spannweite ein rasches Ende macht.

K hält sich bei ausgeführten Segelflugzeugen zwischen 80 und 120 kg, g zwischen 1,5 und 2 kg/m². Letzteres kann, obwohl das Flügelgewicht sich nicht genau proportional der Flächengröße verändert, für die Rechnung genau genug als konstant angesehen werden, da seine Veränderlichkeit und überhaupt sein Einfluß gering bleiben.

Über das Verhalten von Flügelflächen bei periodischen Änderungen der Geschwindigkeitsrichtung.

Von R. Katzmayr.

Man ist einerseits auf Grund theoretischer Überlegungen[1]), anderseits durch die Beobachtung der natürlichen Flieger[2]) zu der Erkenntnis gekommen, daß der »Segelflug« nur dann möglich ist, wenn der den Flügel umgebenden Luft Energie entzogen werden kann; ferner, daß dieser Energieentzug bei böigem Wetter, d. h. in seiner Strömungs r i c h t u n g sich periodisch ändernden Wind, am ehesten zu verwirklichen ist. Die im Herbst 1921 in der Rhön ausgeführten Segelflüge manntragender, motorloser Flugzeuge erbrachten die Bestätigung der Richtigkeit obiger Aussprüche. Meßtechnisch wurde die Wirkung periodischer Richtungsänderungen der Relativgeschwindigkeit auf Widerstandskörper bisher nur qualitativ[3]) untersucht. Es bestätigen auch diese Versuche die Behauptung des Auftretens einer wesentlichen Abnahme des Rücktriebes, bei nur geringer Beeinflussung des Auftriebes.

Im Mai 1921 begann der Referent mit einer Versuchsreihe, die, wenngleich noch lange nicht abgeschlossen, doch schon jetzt auch q u a n t i t a t i v die Wirkung periodischer Änderungen der relativen Strömungsrichtung der Luft auf Flügelprofile erkennen läßt. Die Versuche, die im aeromechanischen Laboratorium der Wiener Technischen Hochschule ausgeführt wurden, lassen sich in zwei Gruppen teilen. Die eine umfaßt alle jene Versuche, bei denen der Anstellwinkel des Flügelmodelles durch Verschwenken desselben um Achsen parallel zur Spannweite gegenüber der in konstanter Richtung anströmenden Luft periodisch geändert wurde, während in die zweite Gruppe alle jene Versuche zu reihen sind, bei welchen dem das Modell umgebenden Luftstrom periodische Richtungsänderungen erteilt wurden.

Zunächst soll über die Ergebnisse aus den Versuchen der ersten Gruppe berichtet werden. Die allgemeine Einrichtung des Wiener aeromechanischen Laboratoriums muß hier als bekannt vorausgesetzt werden bzw. wird auf dessen Beschreibung[4]) verwiesen. Es soll lediglich erwähnt werden, daß die Strömungsrichtung des Luftstrahles vertikal von oben nach unten gerichtet und die Meßstelle vom Meßraum frei zugänglich ist, wie letzteres bei der neuen aerodynamischen Versuchsanstalt in Göttingen gleichfalls ausgeführt wurde.

Es ist klar, daß die starken Schwankungen der Meßgrößen, die bei den in Rede stehenden Versuchen unvermeidlich auftreten mußten, nicht mit den vorhandenen Einrichtungen genügend gedämpft werden konnten. Hiefür wurden an der Winkelwage *a* (zur Messung des Auftriebes) Abb. 1 ein Verlängerungsarm *b* angebracht, an dessen freiem Ende eine in ein mit Öl gefülltes Gefäß *c* tauchende Platte *d* befestigt war. Die Dämpfung der Schwimmerwage *e* (zur Messung der Rücktriebe) wurde durch eine gleichfalls in ein mit Öl gefülltes Gefäß *f* tauchende Platte *g* verstärkt, die durch den Haltedraht *h* mit der Schwimmerwage verbunden war. Gemessen wurde der Auf- und der Rücktrieb gesondert, da die einfache Art der Anbringung des Antriebes zur Pendelung des Modelles eine gleichzeitige Messung dieser beiden Größen nicht zuließ. Die Einhängung des Modelles in den Luftstrahl erfolgte unter Zwischenschaltung zweier Stahlblechschilde von der in Abb. 2 wiedergegebenen Form. Die Schilde *m* (Abb. 2) durchdringen das Flügelmodell an zwei Stellen. Es sind dort Drehachsen *n* in das Modell eingesetzt, um welche dasselbe gegenüber den Schilden leicht verdreht werden konnte. Im Gegensatz zu der gewöhnlichen Art der Einhängung des Flügelmodells in den Luftstrahl, werden die S c h i l d e *m* mittels der Vertikaldrähte *i* an der Schwimmerwage *e* und mittels der Horizontaldrähte *o* und *p* an der Winkelwage *a* befestigt. Das Modell *q* konnte somit ungehindert um die Achsen *n* verdreht werden, ohne daß diese Bewegung auf die Wagen übertragen wurde. Bei der Messung des Auftriebes wurde das Flügelmodell *q* durch die beiden Spanndrähte *r* und *s* (Abb. 1), welche an einem Querbalken *t*, der fest mit dem Flügel verbunden war, und die an den doppelarmigen Winkelhebel u_1 angelenkt waren, mittels des Kurbelgetriebes v_1 in schwingende Bewegung ver-

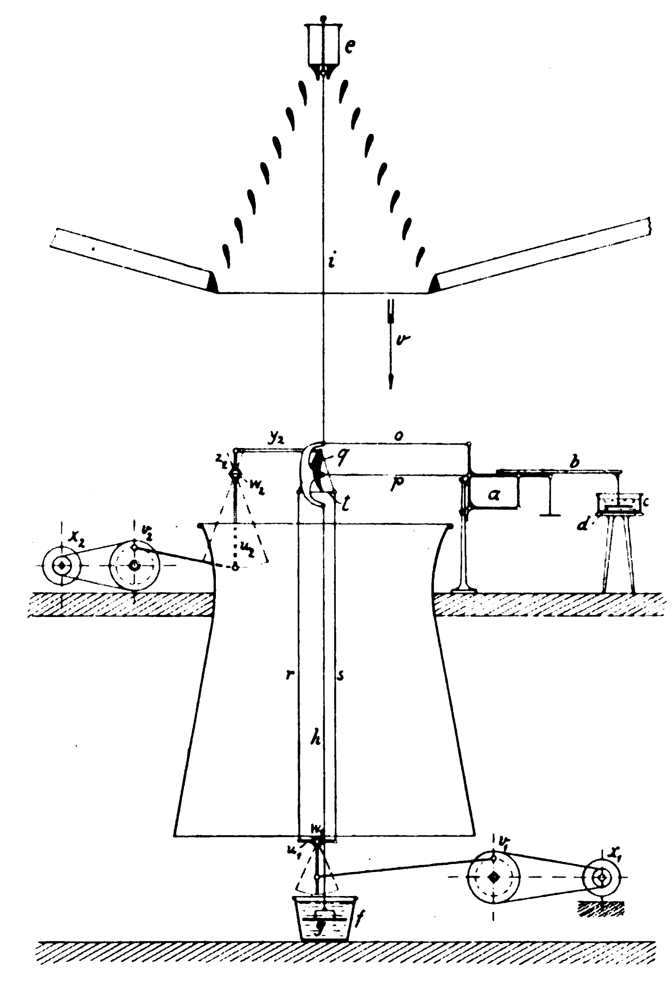


Abb. 1.

[1]) R. Knoller, ZFM 1913, Seite 13; Zur Theorie des Segelfluges.

[2]) Betz, ZFM 1912, Seite 269; Beiträge zur Klärung des Segelfluges. — Otto Lilienthal, Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst.

[3]) Ahlborn, Der Segelflug. 5. Beiheft der Berichte und Abhandlungen der WGL 1921. — a. a. O.; O. Lilienthal.

[4]) v. Doblhoff, ZFM 1914, Heft 7 u. 8; Das Aeromechanische Laboratorium der Lehrkanzel für Luftschiffahrt und Automobilwesen an der k. k. Technischen Hochschule in Wien.

setzt. Der Winkelhebel u_1 drehte sich hiebei um die Achse w_1. Das Kurbelgetriebe v_1 erhielt seinen Antrieb durch den Elektromotor x_1. Bei der Bestimmung der Auftriebe des Modelles war die Rücktriebswage festgestellt. Da die Richtungen von r und s genau senkrecht zu o und p standen, wurden die

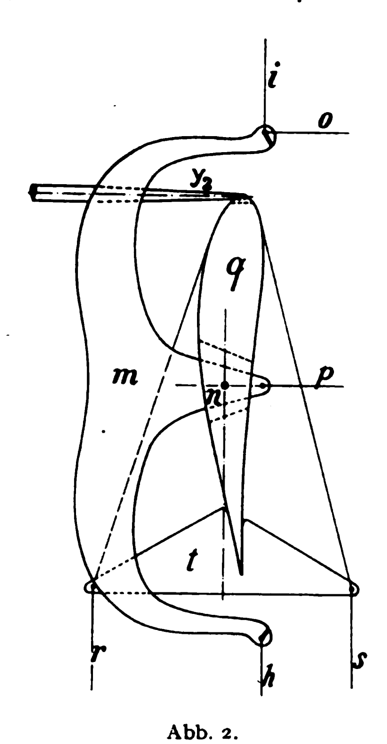


Abb. 2.

Angaben der Winkelwage a durch die auftretenden Spannkräfte in r und s nicht gefälscht. Bei der Rücktriebsbestimmung wurde das Modell q mittels der horizontal gestellten Stoßstange y_2, die mit dem Pendelarm z_2 verbunden war, angetrieben. Der Arm z_2 war auf dem den Luftstrahl durchsetzenden Rohr w_2 befestigt, so zwar, daß bei dessen Verdrehung eine Verdrehung des Flügelmodelles q um die Achsen n eintrat. Das Rohr z_2 wurde durch den Hebel u_2 vom Kurbelgetriebe v_2 in schwingende Bewegung versetzt; hiebei diente der Elektromotor x_2 als Antrieb. Da die Hebellänge z_2 gleich der Länge: Flügelspitze—Flügeldrehachse (n) war und die Stoßstangeneinrichtung y_2 demnach stets senkrecht auf die Richtung der Drähte i stand, wurde die Rücktriebsmessung durch die Pendelungen des Modelles nicht beeinflußt.

Die Versuche wurden mit dem in Abb. 3a abgebildeten Flügelprofil G 189[1]) angestellt. Es hatte die Größe 720 × 120 mm. Angeblasen wurde bei drei Staudrucken $p = 5$, 10

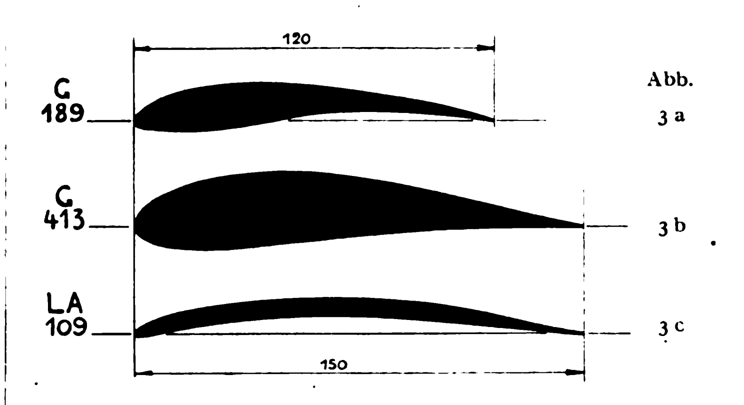


Abb. 3 a, 3 b, 3 c

und 20 mm WS, ferner bei drei verschiedenen Schwingungszahlen des Modelles und zwar für 50, 30 und 20 Hin- und Hergänge in der Minute und bei verschiedenen Pendelwinkeln β, Abb. 4. Der letztere wurde mit $\pm 9^0$, $\pm 12^0$ und $\pm 15^0$ eingestellt, während als mittlerer Anstellwinkel α die Werte -6^0, -3^0, 0^0, 3^0 und 6^0 gewählt wurden.

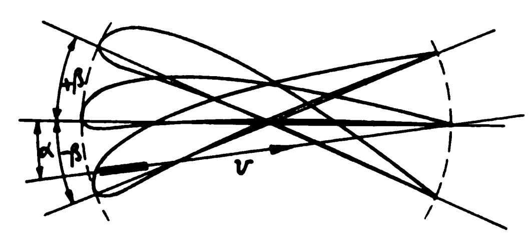


Abb. 4.

Die Ergebnisse der Messungen sind in der Zahlentafel 1 und dem Schaubild I zusammengetragen. Vorweg muß bemerkt werden, daß die Meßergebnisse, wenigstens innerhalb der zulässigen Meßfehlergrenze, u n a b h ä n g i g von der

[1]) Es ist eine photographische Nachbildung des in den TB Heft Nr. 6 wiedergegebenen Göttinger Profils Nr. 189.

Zahlentafel 1.

Staudruck $p =$		5			10			20 mm WS		
β^0	α^0	100 c_A	100 c_W	1000 s	100 c_A	100 c_W	1000 s	100 c_A	100 c_W	1000 s
± 0	— 6	— 1,16	3,35	— 2890	— 5,74	3,0	— 522	— 11,6	2,25	— 194
	— 3	20,8	2,97	143	22,0	2,66	122	21,7	2,20	101,2
	0	40,5	3,24	80	42,0	2,89	69	44,5	2,54	57
	3	64,5	4,83	75	67,5	4,72	70	66,5	4,4	66
	6	83,1	6,7	80,5	84,5	6,25	74	87,5	6,6	75,4
± 9	— 6	8,1	8,1	1000	8,1	8,45	1042	8,1	7,5	925
	— 3	26,6	7,18	270	27,0	6,51	241	26,6	6,14	231
	0	43,2	6,72	155,5	45,1	6,7	148,5	45,1	6,25	138,5
	3	65,9	7,5	114	65,9	7,28	110,5	65,9	6,9	105
	6	82,0	8,55	104,2	78,3	8,7	110,8	82,0	8,85	108
± 12	— 6	17,4	10,4	598	17,35	10,75	620	18,2	10,7	588
	— 3	27,8	9,18	330	30,6	9,2	300	32,0	9,4	294
	0	41,2	8,55	207	43,4	8,55	197	44,5	8,71	196
	3	61,0	8,95	146,7	62,0	9,05	146	61,0	8,9	146
	6	75,8	10,32	137,5	73,5	10,08	137	77,5	10,5	135,5
± 15	— 6	26,6	14,35	540	25,4	13,3	518	27,5	12,6	458
	— 3	33,5	12,7	379	34,6	12,2	353	37,5	11,7	312
	0	46,0	12,6	274	47,4	12,0	254	47,8	11,1	232
	3	55,4	12,98	234	57,6	12,5	217	58,5	12,0	205
	6	65,3	13,86	212,5	65,0	13,2	203,5	67,0	13,8	206
Pol:		48,0	20,75	—	48,6	19,5	—	50,0	19,0	—

Schwingungszahl der Modelle waren. Der Einfluß der Staudruckgröße auf die Meßergebnisse ist der normale, d. h. mit zunehmendem Staudruck werden günstigere Gleitzahlen bestimmt. Auf jeden Fall ergibt die Pendelung des Flügels im

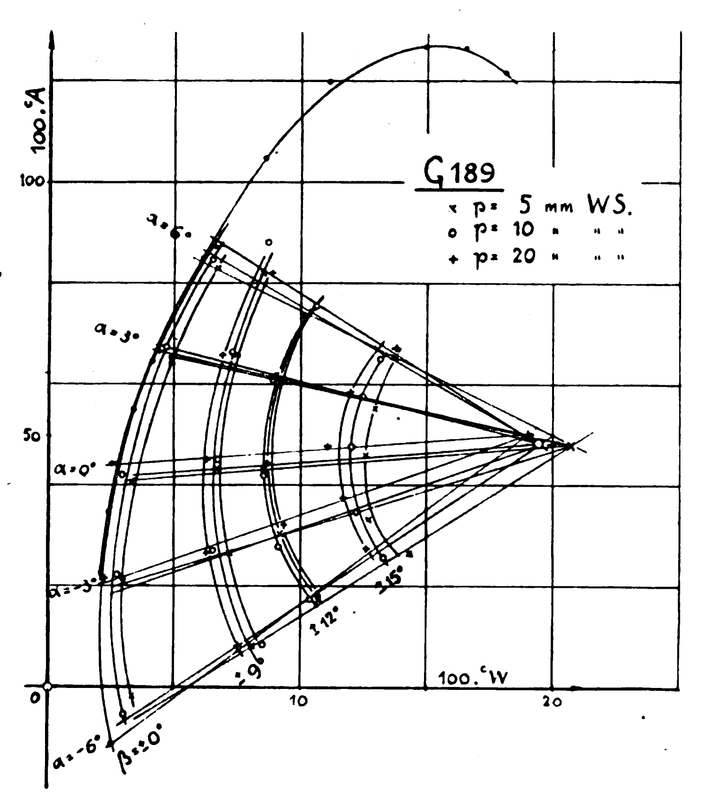


Schaubild I.

gleichmäßig und stetig gerichtet strömenden Luftstrahl eine bedeutende Verschlechterung des Auf- und Rücktriebes. Diese nimmt zu, mit zunehmender Eröffnung des Pendelwinkels $\pm \beta$. Beachtenswert ist die Lage der einzelnen

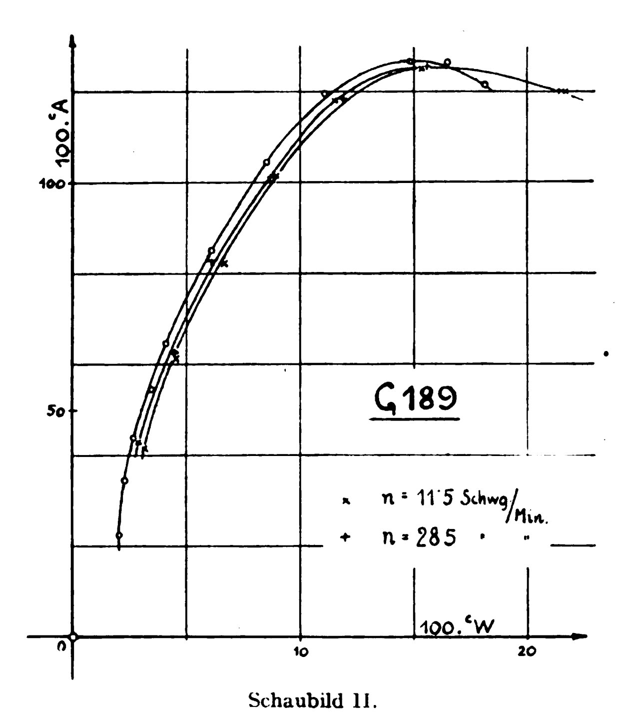


Schaubild II.

Diagrammpunkte für verschiedene Pendelwinkel. Sie liegen mit ziemlicher Genauigkeit auf Gerade, welche sich in einem Punkte schneiden, den man etwa als »Pol« bezeichnen könnte. Praktisch heißt dies, daß für einen bestimmten, ziemlich großen Pendelwinkel β eine Änderung des Nullwinkels α, um den die Pendelungen erfolgten, keine Änderung in den Luftkraftgrößen eintritt; der Flügel mithin wie ein gewöhnlicher Widerstandskörper von eindeutig bestimmtem Auf- und Rücktrieb wirkt. Jedenfalls ist von praktischer Bedeutung, daß bei in bezug auf seine Richtung stetig strömendem Wind keinerlei Verbesserung der aerodynamischen Eigenschaften eines Flügelprofiles zu erreichen sind, wenn man dasselbe in pendelnde Bewegungen um eine zu seiner Spitze parallele und im Profilumriß liegende Achse (n) versetzt.

Es entstand die Frage, ob diese Ergebnisse eine Änderung erfahren würden, falls das Flügelmodell nicht periodisch verschwenkt, sondern parallel zu seiner Fläche (Sehne) in Schwingungen versetzt wird. Hiebei tritt eine Änderung des Einstellwinkels nicht ein, wohl aber eine solche des aerodynamisch wirksamen Anstellwinkels und entspricht diese Bewegungsart eher dem Auf- und Ab-»schlagen« eines Vogelflügels. Das Modell wurde bei diesen Versuchen wie für eine gewöhnliche Messung in den Luftstrahl eingehängt. Die Winkelwage a kam jedoch auf einen Schlitten zu stehen, so zwar, daß diese Wage auf der horizontalen Unterlage hin- und hergeschoben werden konnte, welche Bewegung sich auf das Modell durch die Haltedrähte übertrug. Wohl machte die Flügelvorderkante eine geringfügige Bewegung parallel zur Stromrichtung, da die Pendelungen des Modelles um die Be-

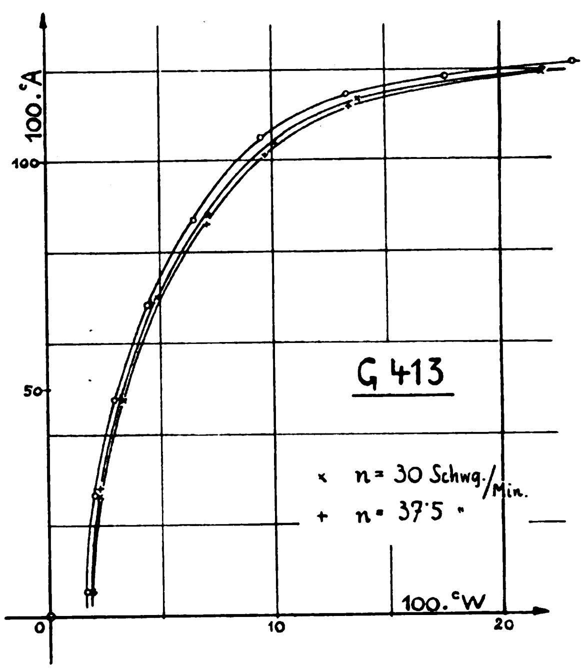


Schaubild III.

festigungspunkte der oberen Aufhängepunkte der Drähte i (Abb. 1) erfolgten. Die Pfeilhöhe dieser Schwingungen betrug jedoch nur 0,8 mm und kann demnach vernachlässigt werden. Die Amplitude der Schwingungen war 100 mm (senkrecht zur Strömungsrichtung). Zunächst wurde das Modell G 189 untersucht. Die Schwingungszahlen waren 11,5 und 28,5 Schwingungen in der Minute. Die Meßergebnisse, welche im Schaubild II wiedergegeben sind, zeigen, daß in beiden Fällen eine Verschlechterung der aerodynamischen Konstanten des Profiles gegenüber denen für das ruhende Modell im gleichmäßig strömenden Luftstrahl eintritt. Diese Verschlechterung ist bei hoher minutlicher Schwingungszahl größer. Sie macht sich in beiden Fällen im Ansteigen der Rücktriebwerte bemerkbar; der Auftrieb nimmt nur wenig ab. Außer dem Profil G 189 wurde auch das Profil G 413 (Abb. 3b) unter den gleichen Bedingungen untersucht. Die Schwingungszahlen waren 30 und 37,5 in der Minute. Das Schaubild III zeigt die Ergebnisse und ist daraus zu entnehmen, daß auch dieses Profil ungünstig durch Parallelschwingungen im gleichgerichtet strömenden Luftstrom beeinflußt wird.

(Schluß folgt.)

AEF,
Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen.

I. Sätze.

Der AEF hat in seiner Sitzung am 26. November 1921 nach satzungsgemäßer Beratung die früher veröffentlichten Entwürfe:

IX. Durchflutung und Strombelag,
XVII. Normaltemperatur,
XVIII. Feld und Fluß

in der untenstehenden Form als Sätze angenommen und endgültig festgestellt.

Berlin, Dezember 1921. Strecker.

Satz VI. Durchflutung und Strombelag.

1. Die algebraische Summe aller durch eine beliebige Fläche fließenden Ströme heißt elektrische Durchflutung. Dimension: Stromstärke.
2. Bei einer elektrischen Strömung, die man als zweidimensional (flächenhaft) ansehen kann und will, heißt der Strom oder die Durchflutung durch eine zu den Stromlinien senkrechte Längeneinheit Strombelag. Dimension: Stromstärke durch Länge.

Begründung s. ETZ 1911, S. 722.

Satz VII. Normaltemperatur.

Die Eigenschaften von Stoffen und Systemen sind tunlichst bei einer bestimmten einheitlichen Temperatur zu messen oder für eine solche zu berechnen und anzugeben. Als Normaltemperatur ist $+20^0$ C zu wählen, sofern nicht besondere Gründe für die Wahl einer anderen Temperatur vorliegen.

Unberührt bleiben:

die Temperatur 0^0 in der Festlegung der Maßeinheiten »Meter« und »Ohm«, der Druckeinheit »Atmosphäre« sowie bei Barometerangaben,

die Temperatur $+4^0$ in der Festlegung der Maßeinheit »Liter« und für Wasser als Vergleichskörper bei Dichtebestimmungen.

Begründung s. ETZ 1914, S. 661.

Bericht über die Äußerungen zu dem Entwurf »Normaltemperatur«, von Fr. Auerbach und K. Scheel (Dezember 1921), s. ETZ 1922, Heft 11, S. 375.

Satz VIII. Feld und Fluß.

1. Den Raum, in welchem sich elektrische und magnetische Erscheinungen abspielen, bezeichnet man allgemein als elektromagnetisches Feld. Beschränkt sich die Betrachtung im besonderen auf die elektrischen oder auf die magnetischen Erscheinungen, so spricht man von einem elektrischen oder magnetischen Felde.

2. Das Integral der Normalkomponente eines Feldvektors über eine Fläche bezeichnet man als Fluß des Vektors durch die Fläche.

Im besonderen bezeichnet man das Integral der Normalkomponente der magnetischen Induktion über eine Fläche als Induktionsfluß und das Integral der Normalkomponente der dielektrischen Verschiebung über eine Fläche als Verschiebungsfluß.

3. Den Induktionsfluß durch eine von allen Windungen einer Spule umrandete Fläche bezeichnet man als Spulenfluß. Der Fluß durch die Fläche einer einzelnen Windung heißt Windungsfluß.

Erläuterungen s. ETZ 1914, S. 661.

Bericht über die Äußerungen zum Entwurf »Feld und Fluß«, von R. Richter und K. W. Wagner, s. ETZ 1922, Heft 11, S. 375/376.

II. Entwürfe.

Der AEF stellt die folgenden Entwürfe:

XXI. Drehung, Schraubung, Winkel, rechts- und linkswendiges Koordinatensystem,
XXII. Wert des mechanischen Wärmeäquivalents,
XXIII. Verhältnis der Pferdestärke zum Kilowatt,
XXIV. Wert der Valenzladung,
XXV. Vorsätze für Einheitszeichen, um die Potenzen 10^{-9} und 10^9 auszudrücken,

gemäß § 4, Abs. 3, seiner Satzung zur Beratung und lädt die beteiligten Vereine ein, ihnen das Ergebnis ihrer Beratungen bis Ende 1922 mitzuteilen. Zur gleichen Frist kann sich auch jedes Mitglied der beteiligten Vereine äußern. Es wird gebeten, von Äußerungen in Zeitschriften dem AEF stets wenigstens einen Abdruck zu senden.

Berlin, Dezember 1921. Strecker.

Entwurf XXI.
Drehung, Schraubung, Winkel, rechts- und linkswendiges Koordinatensystem.

I. Drehungssinn, Winkel, rechts- und linkswendiges Koordinatensystem in der Ebene.

Unter »Ebene« soll in diesem Abschnitt I die eine Seite einer Ebene, z. B. die Vorderseite einer Tafelebene oder Bildseite einer Zeichenebene oder das Zifferblatt einer Uhr verstanden werden.

1. Drehungssinn in der Ebene. — Der dem Lauf des Uhrzeigers entgegengesetzte Drehungssinn in einer Ebene soll als der positive Drehungssinn in dieser Ebene bezeichnet werden.

2. Winkel zweier gerichteter Geraden in der Ebene. — Unter dem Winkel $\sphericalangle xy$ zweier nicht paralleler, nicht zusammenfallender gerichteter Geraden (Achsen, Speere) derselben Ebene, von denen die eine als erste (x-)Achse, die andere als zweite (y-)Achse bezeichnet werde, soll der Winkel verstanden werden, durch den die positive Richtung der x-Achse im positiven Drehungssinn um den Schnittpunkt beider Achsen in die positive Richtung der y-Achse übergeführt wird. Dieser Winkel ist nur bis auf das Vielfache eines vollen Umlaufes bestimmt.

3. Rechtswendiges und linkswendiges Koordinatensystem in der Ebene. — Eine x-Achse und eine y-Achse mit den in 1, 2 bezeichneten Eigenschaften bilden ein rechtswendiges (positives) bzw. linkswendiges (negatives) Koordinatensystem (Rechtssystem bzw. Linkssystem) in der Ebene, wenn der innerhalb eines Umlaufs gemessene Winkel $\sphericalangle xy$ kleiner bzw. größer als ein gestreckter Winkel ist.

Durch bloße Bewegung in der Ebene ist es nicht möglich, ein Rechtssystem mit einem Linkssystem gleichsinnig zur Deckung zu bringen.

II. Schraubungssinn, Winkel, rechts- und linkswendiges Koordinatensystem im Raume.

Unter einer Ebene soll in diesem Abschnitt eine zweiseitige Ebene des Raumes (Blatt, Scheibe) verstanden werden. Von einer mit irgendeinem Drehungssinn behafteten Ebene (gerichteten Ebene) soll die eine Seite als die positive, die andere als die negative bezeichnet werden, je nachdem auf dieser Seite der Drehungssinn der Ebene als der positive oder als der negative Drehungssinn im Sinne von I, 2) erscheint.

4. Schraubung. — Durch gleichzeitige Drehung einer Ebene und Verschiebung längs einer die Ebene schneidenden, ihr nicht parallelen und ihr nicht angehörigen Geraden entsteht eine Schraubung.

Hierbei ist der Schraubungssinn und die Fortschreitungsrichtung der Schraubung zu unterscheiden.



a) Schraubungssinn. — Der Drehungssinn einer gerichteten Ebene und der Richtungssinn einer sie schneidenden gerichteten Geraden bestimmen einen positiven (rechtswendigen) Schraubungssinn, wenn die positive Richtung der Geraden der auf positiven Seite der Ebene (und daher die negative Richtung der Geraden auf der negativen Seite der Ebene) gelegen ist. Sie bestimmen einen negativen (linkswendigen) Schraubungssinn, wenn die positive Richtung der Geraden auf der negativen Seite der Ebene (und daher die negative Richtung der Geraden auf der positiven Seite der Ebene) gelegen ist.

Der Schraubungssinn ändert sich nicht, wenn sowohl der Drehungssinn der Ebene als auch der Richtungssinn der Geraden umgekehrt werden. Dagegen wechselt der Schraubungssinn, wenn entweder der Drehungssinn der Ebene oder der Richtungssinn der Geraden umgekehrt wird.

b) Fortschreitungsrichtung der Schraubung. — Durch gleichzeitige Drehung einer gerichteten Ebene in ihrem Drehungssinn und Verschiebung längs einer sie schneidenden gerichteten Geraden in deren Richtungssinn entsteht eine Vorwärtsschraubung; wenn sowohl die Drehung der Ebene als auch die Verschiebung längs der Geraden im entgegengesetzten Sinne erfolgen, entsteht eine Rückwärtsschraubung. Diese Festsetzungen beziehen sich sowohl auf eine rechtswendige als auch auf eine linkswendige Schraubung: Rechtsschraubung vorwärts und rückwärts, Linksschraubung vorwärts und rückwärts.

Der Korkenzieher und die gewöhnlichen käuflichen Schrauben haben einen positiven Schraubungssinn sowohl beim Vorwärtsschrauben, worunter etwa das Hineinschrauben in den Korken oder das Material oder in die festgehaltene Mutter zu verstehen ist, als auch beim Rückwärtsschrauben.

5. Winkel zweier gerichteter Geraden. — Unter dem Winkel $\sphericalangle xy$ zweier nicht paralleler, nicht zusammenfallender sich schneidender gerichteter Geraden im Raume, von denen die eine als die x-Achse, die andere als die y-Achse in dieser Reihenfolge festgelegt ist, soll der kleinste Winkel verstanden werden, durch den die positive Richtung der x-Achse in die positive Richtung der y-Achse übergeführt wird.

6. Rechts- und linkswendiges Koordinatensystem im Raume. — Drei gerichtete Geraden, die durch denselben Punkt gehen, aber nicht in derselben Ebene gelegen sind, und deren Reihenfolge durch die Bezeichnung als x-Achse, y-Achse, z-Achse bestimmt ist, bilden ein rechtswendiges (positives) Koordinatensystem (Rechtssystem), oder ein linkswendiges (negatives) Koordinatensystem (Linkssystem), je nachdem die durch den Drehungssinn des Winkels $\sphericalangle xy$ gerichtete xy-Ebene zusammen mit der gerichteten z-Achse einen positiven oder einen negativen Schraubungssinn ergibt.

In einem Rechtssystem entsteht durch Drehung der xy-Ebene in dem Sinne, daß dabei die positive x-Achse durch den kleinsten Winkel in die positive y-Achse übergeführt wird, und gleichzeitige Verschiebung im Richtungssinn der positiven z-Achse eine Rechtsschraubung vorwärts.

Bei Vertauschung der Reihenfolge zweier Achsen ändert sich der Schraubungssinn eines Koordinatensystems.

Durch bloße Bewegung ist es nicht möglich, ein Rechtssystem mit einem Linkssystem gleichsinnig zur Deckung zu bringen.

Daumen, Zeigefinger und Mittelfinger der rechten Hand bilden, in die Richtung der x-, y- und z-Achse eingestellt, ein rechtswendiges Koordinatensystem.

Wenn bei Gebrauch eines zwei- oder dreiachsigen Koordinatensystems nicht das Gegenteil ausdrücklich hervorgehoben wird, soll stets ein rechtswendiges System gemeint sein.

Erläuterungen.

Von F. Emde, E. Hamel, R. Rothe und K. W. Wagner.

Begrifflich sind Rechtssysteme und Linkssysteme gleich berechtigt. Für die Frage, welcher Art als grundlegend gewählt werden soll, kommt nur in Betracht, welche Wahl die genehmste und gebräuchlichste ist. Die Astronomen kennen nur Rechtssysteme, die Mathematiker, Physiker und Ingenieure legen teilweise Rechtssysteme, teilweise Linkssysteme ihren Untersuchungen zugrunde; doch ist die Mehrheit zweifellos für die Zugrundelegung von Rechtssystemen, im besonderen in den deutschsprechenden Ländern und in England.

Die Bedeutung einer bestimmten Festsetzung ergibt sich daraus, daß in vielen Formeln, welche eine Drehung mit einer Verschiebung oder (dem Stokesschem Satze entsprechend) ein Flächenintegral mit einem Randintegral verknüpfen, sich gewisse Vorzeichen umkehren, wenn man von einem Rechtssystem zu einem Linkssystem übergeht oder umgekehrt.

Das »Rechtssystem«, das in gleichem Sinne schon sehr gebräuchlich ist, ist mit einer Anlehnung an das Wort »Rechtsschraubung« gewählt worden.

»Eine Rechtsschraubung vollführt der rechte Arm, wenn er sich ohne Zwang bewegt, also z. B. so, daß der rechte Arm vorgestoßen wird und gleichzeitig mit der Hand von oben nach außen gedreht wird.« (H. Weber, Die partiellen Differentialgleichungen der Physik.)

Es ist noch zu bemerken, daß im Maschinenbau vorzugsweise die Rechtsschraube verwendet wird. Man denke ferner an die sogenannte Amperesche Schwimmerregel. (Beim Induktionsgesetz hat man dagegen eine Zuordnung nach der Linksschraube.) Deshalb empfiehlt sich auch die Benutzung des Rechtssystems allgemein.

Entwurf XXIII. Verhältnis der Pferdestärke zum Kilowatt.

Für die Umrechnung von Leistungsangaben aus Pferdestärken in Kilowatt und umgekehrt werden folgende Zahlen festgesetzt:

$$1 \text{ kW} = 1{,}360 \text{ PS}$$
$$1 \text{ PS} = 0{,}735 \text{ kW}.$$

Begründung.

Von K. Scheel.

Aus den Gleichungen

$$1 \text{ Watt} = 1 \text{ Joule/Sekunde} \quad (1 \text{ W} = 1 \text{ J/s})$$

und

$$1 \text{ PS} = 75 \text{ kgm/s}$$

folgt, wenn man setzt

$$4{,}1842 \text{ Joule} = 4{,}1863 \cdot 10^7 \text{ erg}$$

(nach Grüneisen und Giebe »Ann. d. Phys.« Bd. 63, 1920, S. 199)

und

$$1 \text{ g-Gew.} = 980{,}62 \text{ dyn} = 980{,}62 \text{ erg/cm}$$
$$1 \text{ PS} = 735{,}1 \text{ W},$$

oder abgerundet

$$1 \text{ PS} = 0{,}735 \text{ kW}.$$

Der reziproke Wert von 0,7351 ist 1,3603; für die Umrechnung von Kilowatt in Pferdestärken wäre demnach die Zahl 1,360 anzunehmen.

Entwurf XXII. Wert des mechanischen Wärmeäquivalents.

(November 1921).

1. Der Arbeitswert der 15^0-cal ist 4,184 internationale Joule = $4{,}186 \cdot 10^7$ erg.
2. Der Arbeitswert der mittleren (0^0 bis 100^0)-cal ist dem Arbeitswert der 15^0-cal als gleich zu erachten.
3. Der Zahlenwert der allgemeinen Gaskonstante R ist
   - $8{,}316 \cdot 10^7$, wenn als Einheit der Arbeit das erg,
   - 8,312, wenn als Einheit der Arbeit das internationale Joule,
   - 1,987, wenn als Einheit der Arbeit die Kalorie,
   - 0,08207, wenn als Einheit der Arbeit die Literatmosphäre gewählt wird.

4. Das Wärmeäquivalent des internationalen Joule ist 0,2390 15^0-cal.
5. Der Arbeitswert der 15^0-cal ist 0,4269 kgm, wenn die Schwerkraft bei 45^0 Breite und an der Meeresoberfläche zugrunde gelegt wird.

Begründung.

Von K. Scheel.

Jaeger und v. Steinwehr haben überzeugend dargetan (Berliner Sitzungsber. 1915, S. 424; Ann. d. Phys. 1920 im Druck), daß sämtliche älteren Bestimmungen des mechanischen Wärmeäquivalents namentlich daran leiden, daß in ihnen die zugrundeliegenden elektrischen und thermometrischen Einheiten ungenügend definiert sind. Es scheint an der Zeit zu sein, den von Jaeger und v. Steinwehr unter Zugrundelegung sicherer Einheiten in der Reichsanstalt ermittelten Arbeitswert der 15^0cal = 4,1842 J anzunehmen. Aus diesem Werte haben Grüneisen und Giebe im Anschluß an ihre in der Reichsanstalt ausgeführte absolute Ohmbestimmung (Ann. Phys. 63 199, 1920) den Arbeitswert der 15^0-cal = $4{,}1863 \cdot 10^7$ erg abgeleitet.

Entwurf XXIV. Wert der Valenzladung *F*.

Die elektrochemische Einheit der Elektrizitätsmenge, d. h. die Ladung, welche ein Grammäquivalent eines Ions an positiver bzw. negativer Elektrizität trägt, und die mit dem Buchstaben *F* bezeichnet wird, beträgt 96500 C.

Begründung.

Von H. v. Steinwehr.

Der Berechnung sind die internationalen elektrischen Einheiten und das Atomgewicht des Silbers zugrunde zu legen. International ist das Coulomb definiert als die Elektrizitätsmenge, welche 1,11800 mg Silber zur Abscheidung bringt. Das Atomgewicht des Silbers beträgt nach der letzten Atomgewichtstabelle von 1919 107,88. Aus diesen beiden Zahlen ergibt sich für die Größe *F* der Wert 96500 C.

Der Wert, den die Bunsengesellschaft früher festgesetzt hatte, beträgt $F = 96540$; sie hat die Zahl 96500 inzwischen angenommen.

Entwurf XXV. Vorsatz für Einheitszeichen, um die Potenzen 10^{-9} und 10^9 auszudrücken.

Der 10^{-9}te Teil einer Einheit wird durch den Vorsatz Nano-, Zeichen ν, das 10^9-fache einer Einheit durch den Vorsatz Giga-, Zeichen G, ausgedrückt.

Begründung.

Von K. Strecker.

Im allgemeinen genügen die bisherigen, unter den Einheitszeichen des AEF aufgeführten Vorsätze; der AEF hat darunter die bevorzugt, die in ein nach der Potenzreihe 10^{-6}, 10^{-3}, 1, 10^3, 10^6 abgestuftes System passen.

Es tritt das Bedürfnis auf, für kleine Kapazitäten eine geeignete Einheit zu schaffen; Mikrofarad ist dafür häufig zu groß; es ist daher bereits üblich geworden, das elektrostatische Maßsystem zu benutzen, das in dem Maße 1 cm eine sehr kleine Einheit bietet. Indes ist es unzweckmäßig, in ein Maßsystem, das durchaus elektromagnetisch ist, eine elektrostatische Einheit einzufügen; es kommt mindestens der Faktor 9 in die Rechnung und macht sie weniger einfach. Eine Einheit von 10^{-9} F = 10^{-3} μF ist gleich $9 \cdot 10^2$ cm und paßt in der Größe sehr gut, um die in der drahtlosen Telegraphie und bei Freileitungen vorkommenden kleinen Kapazitäten in bequemen Zahlen auszudrücken. Als Vorsatz würde sich Nano-, vom griechischen Nanos, Zwerg, Zeichen ν, gebrauchen lassen. Die Kapazität einer einzelnen kupfernen Drahtleitung, die in etwa 4 m Höhe über der Erde wagerecht ausgespannt ist, beträgt für 1 km Länge 6,5 νF.

Ein weiteres Bedürfnis für Nano- liegt etwa noch vor bei der Längeneinheit, welche die Physiker $\mu\mu$ nennen, und die im System des AEF mit mμ bezeichnet wird; sie wäre durch νm auszudrücken.

Für große Einheiten wäre der Vorsatz Giga-, (vom griechischen Gigas, Riese) zu verwenden; Zeichen G. Man wird ihn wohl bei Längen gebrauchen können; ein Äquatorumfang = $4 \cdot 10^7$ = 0,04 Gm. Die Lichtgeschwindigkeit im leeren Raum beträgt 0,3 Gm/s, der Abstand der von der Sonne rd. 150 Gm, die des Mondes von der Erde im Mittel 0,36 Gm.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. In der Zeit vom 17. bis 20. Juni findet die X. Ordentliche Mitglieder-Versammlung der WGL in Bremen statt. Näheres wird noch an dieser Stelle bekanntgegeben.

2. Wir bitten unsere Mitglieder ergebenst, sofern der Beitrag für 1922 noch nicht bezahlt ist, diesen auf unser Postscheckkonto Berlin 22844 einzuzahlen. Er beträgt für ordentliche Mitglieder M. 80.—, für außerordentliche M. 240.—.

Wir machen darauf aufmerksam, daß, falls die Beiträge für 1922 nicht bis zum 1. Mai hier eingegangen sind, die Lieferung der „Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt" so lange eingestellt wird, bis die Zahlung erfolgt ist.

3. Unser Mitglied Dipl.-Ing. Lachmann, Göttingen, Walkenmühlenweg 2, bittet uns, bekanntzugeben, daß er ein gebundenes Exemplar der »Technischen Berichte der Flugzeugmeisterei« abzugeben hat. Interessenten wollen sich direkt an den genannten Herrn wenden.

4. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Harold Geiger, Berlin W, Tiergartenstr. 30.
B. D. Foulois, Berlin W, Tiergartenstr. 30.
Fritz Kämmerling, Berlin W 62, Bayreutherstr. 11.
Fritz Sprungmann, Charlottenburg, Suarezstr. 44.
Bruno Hüttig, Rudersberg, Wttbg.
Ing. Hans Regelin, Berlin NW 87, Wickinger Ufer 6.
stud. ing. Eduard Amstutz, Thun, Kr. Bern (Schweiz), Blümlisalpstr. 11.
Obering. Siegfried Sander, Charlottenburg, Tegelerweg 102 II.
Ottokar Kracker von Schwartzenfeldt, techn. Post-Inspektor, Berlin-Lichterfelde, Berlinerstr. 175.
Rechtsanwalt Dr. Hugo Kämpny, Berlin W 57, Potsdamerstr. 76a.

5. Adressenänderungen:

Ing. Balaban, Wien V, Margarethenstr. 146.
Dr.-Ing. Gehlen, Schwenningen a. N., Kreuzstr. 8 II.
Ing. Hans Herrmann, Johannisthal, Hoevelstr. 1.
Dr.-Ing. Richard Vogt, Einsingen b. Ulm a. D.
Dr. Heimann, Berlin, Neuenburgerstr. 17.

6. Ernennungen, Auszeichnungen, Beförderungen:

Dipl.-Ing. Richard Vogt zum Dr.-Ing.

Der Geschäftsführer:
Krupp.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Ein neuer Dauerflugrekord wurde von zwei amerikanischen Militärfliegern, Stinson und Bertraud (auf einem Junkersflugzeug. D. Ber.) aufgestellt. Sie blieben 26 h 19 m 28 s in der Luft, während welcher Zeit sie etwa 4100 km zurücklegten. Sie haben damit den Rekord von Boussoutrot und Bernard, der 24 h 19 m 7 s betrug, gebrochen. (Neue Zürcher Zeitung, Zürich, 5. 1. 22; Tribune de Genève, 5. 1. 22.) **22/8. 11.**

Großbritannien.

Britischer Paketflugtarif:

Bis			Bis		
1 Pfund	1 sh.	6 d.	7 Pfund	6 sh.	6 d.
2 »	2 »	3 »	8 »	7 »	3 »
3 »	3 »	3 »	9 »	8 »	3 »
4 »	4 »	0 »	10 »	9 »	0 »
5 »	4 »	9 »	11 »	9 »	9 »
6 »	5 »	9 »			

Weltluftverkehr.

Die Weltflugrekorde nach dem Stande vom 31. Dezember 1921 (zusammengestellt vom kgl. britischen Aeroklub als Vertreter des britischen Reiches in der internationalen aeronautischen Föderation).

Rekord	Führer	Tag	Flugzeug	Motor	Rekordzahl	Land
Dauer	E. Stinson L. Bertaud	29./30. 12. 21	J. L. 6-Eindecker Junkers	B. M.-W. 185 PS (Bayer. Motorenwerke)	26 h 19 m 35 s	Amerika
Entfernung (ohne Zwischenlandung)	Boussoutrot Bernard	3./4. 6. 20	Farman-Goliath	2 Salmson 260 PS	1915,2 km	Frankreich
Höhe	Schröder	27. 2. 20	Lepère	Liberty 400 PS	1093 m	Amerika
Schnelligkeit (100 km)	Brack-Papa	1. 10. 21	Fiat	Fiat 700 PS	298,66 km/h	Italien
Schnelligkeit (200 km)	'Kirsch	1. 10. 21	Nieuport-Delage	Hispano-Suiza 300 PS	281,272 km/h	Frankreich
Schnelligkeit (1000 km)	Boussoutrot Bernard	3./4. 6. 20	Farman-Goliath	2 Salmson 260 PS	96,81 km/h	Frankreich
Schnelligkeit (1500 km)	»	»	»	»	89,808 km/h	Frankreich
Schnelligkeit (Einkilometer-Strecke)	Sadi Lecointe	26. 9. 21	Nieuport-Delage	Hispano-Suiza 300 PS	330,375 km/h	Frankreich

(Aeroplane, London, 25. 1. 22.) **22/9. 2.**

Der Flugtarif London—Paris wurde vom 6. Januar 1922 ab wie folgt erweitert: Briefsendungen (Briefe, Geschäftspapiere, Drucksachen) können bis 2 kg wiegen, Warenproben sind auf 500 g beschränkt. Höchstbemessungen für Briefe, Geschäftspapiere und Drucksachen 0,45 × 0,45 × 0,45 m, für Rollen 0,75 × 0,10 m. Warenproben 0,30 × 0,20 × 0,10 m, in Rollen 0,30 × 0,15 m. Der Flugzuschlag beträgt Fr. 0,50 je 20 g. Wert- und Nachnahmesendungen sind nicht zulässig. (L'Aéronautique, Paris, Januar 1922.) **22/8. 4.**

Frankreich.

Die Verwendung der Lenkluftschiffe wird von »La Lanterne« besprochen. Sie scheinen, von allen verkannt, so schreibt das Blatt, dazu verurteilt zu sein, lebendig begraben zu werden. Demgegenüber muß hervorgehoben werden, daß sowohl Amerika wie Deutschland Luftverkehrslinien mit Luftschiffen und noch dazu vor der Nase Frankreichs erfolgreich betrieben haben. Es ist bedauerlich, daß man von den abgelieferten drei deutschen Zeppelinen keinen besseren Gebrauch zu machen wußte, und daß das Sportblatt »L'Auto« höhnisch darüber urteilen konnte: Der erste ist schon tot, der zweite liegt im Sterben und dem dritten geht es nicht besser! »La Lanterne« gibt zu, daß der erste Zeppelin (L 72) erledigt ist, aber der zweite (L 113, jetzt Dixmuide) soll noch zu retten sein; er erhält neue Ballonets. Der Verlust des ersten Luftschiffes wird der Ablehnung des zur sachgemäßen Unterhaltung des Schiffes geforderten Kredites zugeschrieben. Dem dritten Zeppelin »Nordstern« wär es wahrscheinlich schon ähnlich gegangen, wenn es dem Unterstaatssekretär für das Luftfahrwesen nicht gelungen wäre, wenigstens die Mittel für die augenblickliche Unterhaltung aufzubringen.

In der öffentlichen Meinung Frankreichs stehen sich die Bauarten Zodiac und Zeppelin gegenüber. Wenn man auch den Starrluftschiffen im allgemeinen den Vorzug gibt, so darf man doch nicht vergessen, daß sich die unstarren Luftschiffe vom Typ Zodiac im Kriege zum Schutze der französischen Küsten bestens bewährt haben. Man sollte daher beiden Bauarten Beachtung schenken. (La Lanterne, Paris, 30. 1. 22.) **22/9. 4.**

Die obigen Sätze stellen die Inlandsgebühren dar zuzüglich eines Flugzuschlages von 9 d. (Flight, London, 19. 1. 22.) **22/8. 6.**

Indien.

Die Luftfahrt in Indien hält mit der Entwicklung in anderen Ländern nicht Schritt; dies ist um so mehr zu bedauern, als das Klima Indiens und die unentwickelten Verkehrsverhältnisse dem Luftverkehr günstig sind. Die Regierung könnte die Luftfahrt fördern durch Anlage von Flughäfen an den Verkehrsmittelpunkten. Selbst Bombay hat noch keinen Flughafen, der diesen Namen tatsächlich verdiente; andere Orte konnten ihre Pläne nicht verwirklichen, weil es ihnen bisher nicht gelang, eine Unterstützung von der Regierung zu erhalten. Die einzige Maßnahme der Regierung ist die Herabsetzung der Einfuhrabgabe für Flugzeuge auf 2½ vH des Wertes; in Anbetracht der augenblicklichen Verhältnisse sollte auf die Einfuhrabgabe ganz verzichtet werden. Es bleibt abzuwarten, welcher Nutzen sich aus dem Geschenk von 100 Flugzeugen ergeben wird, welches das Mutterland Indien machte. Eine Versuchslinie Rangoon—Bombay über Kalkutta und Allahabad wurde zwar angekündigt, bisher hat sich aber die »Indias Pioneer Aviation Company« vergeblich bemüht, zu ihrer Einrichtung eine Subvention zu erhalten. Ohne aber wenigstens eine Teilstrecke probeweise betrieben zu haben, lassen sich gar keine Grundsätze für den Ausbau des Luftverkehrs in Indien aufstellen. Schließlich ist noch eine gesetzliche Regelung der Luftfahrt in Indien nötig. (Eastern Commerce, Yokohama, Dez. 1921.) **22/9. 10.**

Spanien.

Der Luftverkehr Sevilla—Larache ist der Compania Espanola de Traficos Aereas in Sevilla übertragen worden. Die Gesellschaft verfügt über vier Flugzeuge, die täglich verkehren und Post befördern. **22/9. 6.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugzeugbau. Metallbau auf der Pariser Luftfahrt-Ausstellung 1921. — W. H. Sayers, The Aeroplane (Aeronautical Engineering) Bd. 21, Nr. 22, 30. Nov. 1921, S. 543/546 (4 Sp., 12 Skizz.).

Metallkonstruktion im französischen Flugzeugbau rückständig. Am weitesten ist noch der Duraluminbau. Der Bréguet-»Leviathan« und der Bréguet-»Sesquiplan« (Eineinhalbdecker) zeigen zwar ausgezeichnete Werkarbeit, sind aber in dem konstruktiven Aufbau ihres Gerüstes recht unklar. Vor allem ist die Bauart mit Duraluminrohrholmen und Streben sowie mit den vielen kleinen Einzelteilen und der ungemein großen Anzahl von Nietungen nach dem Vorbilde der Gerüste der Zeppelin-Luftschiffe viel zu teuer und unwirtschaftlich, erfordert außerdem höchst sorgfältige Handarbeit. Ähnlich ist es bei den Metallflügeln des Bréguet-Eineinhalbdeckers, deren Vorbild ebenfalls der Metallbau der Zeppelin-Werke ist. Die Werksmannsarbeit ist dabei ausgezeichnet; die Zahl der Nietungen geht in die Tausende. Die Flügel sind leicht und vermutlich auch fest genug. Zu bemängeln ist aber die Verspannung der Flügel durch zwei Kabel gegen das Fahrgestell, wobei zwischen dem Reifen des Laufrades und dem Kabel im Stande kein Fingerbreit Zwischenraum ist. Die Duraluminblechbekleidung des Bréguet-Rumpfes mit in sich gefalzten und vernieteten rd. 0,05—0,075 mm starkem Blech erfordert sehr viel Nieten und ist doch nicht steif genug.

Die »Spinneweben«-Konstruktion des großen Latecoère-Rumpfes soll Frs. 500000 gekostet haben und das erscheint noch recht billig. Dabei ist die Arbeit nicht einmal sehr sorgfältig. Die Duraluminblechbekleidung ist für die Festigkeit vollkommen überflüssig.

Das Wibault-Nachtbombenflugzeug zeigt vorbildliche Metallkonstruktion. Der Flügelquerschnitt ist verhältnismäßig dick; die Holmquerschnitte haben daher günstige Abmessungen. Die Holme haben einen aus zusammengenieteten Blechen gewonnenen Kastenquerschnitt. Die Seitenstege sind durch Aussparungen erleichtert; die Ränder der Aussparungen sind umgebördelt. Blechstärken rd. 1,5 mm. Verhältnismäßig wenig Nieten. Rippen gänzlich aus Duraluminrohr aufgebaut; die Rohre sämtlich mit gleichem Durchmesser und gleicher Wandstärke. Die die Rippengurte bildenden Rohre sind gitterträgerartig miteinander verbunden. Hanriot hatte einige Duraluminrippen ausgestellt. Sie sind aus U-Profilen in einfacher Weise aufgebaut. Ähnliche Rippen sollen an dem Renn-Eindecker verwendet sein. Die Rippen sitzen dabei auf vierkantig gezogenen Metallrohren. Bauart lediglich für kleine Flügel geeignet. W. **22/9. 12.**

Flugzeugbau. Unterteilte Flügelprofile und ihre Anwendung im Flugzeugbau. — F. Handley Page, Vortrag auf dem Internationalen Luftfahrtkongreß in Paris (Nov. 1921), Flight, Bd. 13, Nr. 51 und 52, 22. und 29. Dez. 1921, S. 844/846 und 860/861 (9 Sp., 3 Zahltaf., 6 Lichtb., 11 Schaub. und Skizz.).

Die Theorie des unterteilten Flügels ist mathematisch noch nicht zugänglich; eine Erklärung der Strömungsvorgänge ist von Betz gegeben worden. Mit einem einzigen vornliegenden Schlitz ist eine Vergrößerung des höchsten Auftriebsbeiwertes um 70 vH, mit einem vorderen Schlitz und einer geschlitzten Flügelklappe hinten ein Zuwachs um 100 vH erreicht worden. Mehrschlitzige Profile ergaben bis 250 vH Auftriebsvermehrung. Zum Schließen des Schlitzes genügt eine Art Ventilverschluß des Schlitzes auf der Saugseite. Handley Page hat an einem Versuchseindecker mit Schlitzflügel Messungen vorgenommen. Vergleichsrechnungen zeigen, daß durch den Schlitzflügel an Leistung erheblich gespart werden kann; vor allem wird für den Aufstieg und Steigen kein Leistungsüberschuß notwendig. Die Zukunft wird Flugzeuge mit 100—120 kg/m² Flächenbelastung bringen, wobei die Flügelansätze am Rumpf und der Rumpf selbst sorgfältig stromlinienförmig geformt sein werden. Die Schwierigkeiten des Schlitzverschlusses sind nicht sehr groß; das erforderliche zusätzliche Gewicht ist gegenüber den erzielten Vorteilen unerheblich. Die Meßflüge mit dem Versuchseindecker (s. o.) ergaben aus der beobachteten Landegeschwindigkeit einen etwas höheren Größtwert des Auftriebes ($C_{a\,max}$ = 234 gegen 207) als am Windkanalmodell gemessen. Bei dem neuen Schlitzverschluß von Handley Page ist der vorgelagerte Spaltflügelteil fest und wird durch ein bewegliches Keilstück, das in der Vorderkante des Mittelflügels schwingbar gelagert ist, so geschlossen, daß die Saugweite des ganzen Flügels eine geschlossene Fläche darstellt. Dieser Verschluß erfordert zur Betätigung nur geringe Kraft und ist sehr einfach. Querruderklappen mit Düsenspalt ergeben wesentlich bessere Steuerbarkeit bei großen Anstellwinkeln. W. **22/9. 13.**

Flugzeugberechnung. Empirisches Verfahren zur Vorhersage der Flügel-Luftkraftbeiwerte aus Modellmessungen (An Empirical Method for the Prediction of Wing Characteristics from Model Tests. Compiled from Existing Experimental Data). — E. F. Relf, 450. Bericht des englischen Luftfahrbeirates (Advisory Committee for Aeronautics, Reports and Memoranda, Nr. 450), Juni 1918, veröffentlicht 1919 S. 1/16 (14 S., 7 Zahltaf., 23 Schaub.).

Berichtigung der induzierten Widerstände nach den bekannten englischen Interpolationsverfahren aus vorliegenden systematischen Messungen. Berücksichtigung der Abrundung der Flügelenden mit Hilfe von Erfahrungswerten. Berichtigung des Kennwerteinflusses mit Hilfe von Kennwertschaubildern für Auftriebs-, Widerstands- und Momentenbeiwert, die auf systematischen Windkanalmessungen bei verschiedenen Kennwerten am R. A. F. 6a-Flügelschnitt aufgebaut sind. W. **22/8. 15.**

Flugzeugbeschreibung. Dayton-Wright-F. P. 2-Zweimotoren-Seeflugzeug zur Überwachung (Survey Seaplane). — Flight, Bd. 13, Nr. 52, 29. Dez. 1921, S. 857/858 (2½ Sp., 3 Lichtb.).

Zweischwimmer-Wasserflugzeug zur Forstüberwachung, Luftbildwesen, Lufttopographie usw. Normaler zweistieliger Doppeldecker mit gleichgroßen Flügeln und austauschbaren Außenteilen und Beschlägen. Unterflügel mit 2° V-Stellung. Kastenholme, Stoffbespannung. Stiele aus Stahlrohr. Querruder in beiden Flügeln. Auf der großen Kielflosse drei nebeneinander liegende, entlastete Seitenruder mit Kielflossen. Motoren seitlich des Rumpfes auf dem Unterflügel in einer Verkleidung gelagert. Ursprüngliche Ausführung mit zwei Hall-Scott-Motoren von je 210 PS mit zwei Druckschrauben; neuere Ausführung mit zwei hochverdichtenden Liberty-Motoren von je 420 PS, die zwei Zugschrauben antreiben. Rumpf mit rechteckigem Querschnitt, besitzt vier Spruce-Längsholme und Sperrholzspanten. Rumpfbekleidung aus Dreischichten-Sperrholz besonderer Art: Mittellage aus Balsaholz, Außenschichten aus Furnieren von schwarzer Walnuß. Rumpfvorderteil als vollständig geschlossenes Abteil ausgebildet, bildet Aufenthaltsraum für Führer und Besatzung. Sitze für vier Insassen. Ausblick durch zahlreiche Fenster vermittelt. Führer sitzt in der Rumpfspitze. Radsteuerung. Hinterer Rumpfteil als Frachtraum ausgebildet und durch Tür vom Abteil aus zugänglich. Unter jedem Motor ist ein großer Schwimmer der U. S.-Marine-Ausführung angeordnet. Stütz- und Schwanzschwimmer fehlen.

Motoren: zwei Liberty, je	420	PS
Gesamtleistung	840	PS
Spannweite in beiden Flügeln	15,7	m
Flügelabstand	2,35	m
ganze Länge	11,24	m
Höhe	4,30	m
Flügelschnitt	U. S. A. 27	
Einstellwinkel	2°	
Tragfläche	62	m²
Querruder (vier)	8,2	m²
Höhenflosse	5,0	m²
Höhenruder	2,7	m²
Kielflossen (drei)	1,94	m²
Seitenruder (drei)	2,66	m²
Leergewicht	2,60	t
Nutzlast	0,85	t
Fluggewicht	3,45	t
Flächenbelastung (bei Vollast)	55,2	kg/m²
Leistungsbelastung (840 PS)	4,1	kg/PS
Geschwindigkeitsbereich	100—194	km/h
Steigzeit auf 1,5 km Höhe	10	min
Startzeit	22	s
Flugbereich bei 145 km/h	520	km

W. **22/8. 17.**

Flugzeugbeschreibung. Wibault 2 B. N. 2-Nachtbombenflugzeug. — L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 30, Nov. 1921, S. 476/477 (4 Sp., 2 Lichtb.); L'Air, Bd. 3, Ausstellungssonderheft, Nov. 1921, ohne Seitenangab. (1 Sp., 2 Lichtb.); The Aéroplane (Aéronautical Engineering) Bd. 21, 14. Dez. 1921, S. 583/586, 2 Sp., 4 Lichtb., 4 Übersichtsskizz.); Illustr. Flug-Woche, Bd. 4, Nr. 4, 15. Febr. 1922, S. 45/46 (3½ Sp., 1 Lichtb., 4 Skizz.).

Normaler, einstieliger und verspannter Doppeldecker mit Flügeln von rechteckigem Grundriß und mitteldickem Flügelschnitt. Unterflügel von größerer Spannweite als der Oberflügel. Keine Pfeil- und V-Stellung oder Staffelung. Querruder nur im Unterflügel, sind nicht entlastet. Rechteckiges Höhenleitwerk. Seitenruder leicht entlastet. Leichtmetallbauart mit aus Duraluminblechen zusammen-

Erhöhung der Temperatur durch Verdoppelung des Rippenabstandes im Mittel 25° C.

Nach Abdrehen aller Kühlrippen:

Vermehrung des Brennstoffverbrauches. . . . . . 15 vH
Verminderung der Bremsleistung . . . . 10 vH

Temperaturunterschied zwischen der vorderen und hinteren Zylinderseite bei einer Windgeschwindigkeit von:

102 km/h . . . . 90° C.
125 km/h . . . . 80° C.

Der mittlere Temperaturunterschied zwischen vorn und hinten wächst mit steigender Drehzahl sowie abnehmender Windgeschwindigkeit und ist mit und ohne Rippen annähernd gleich.

Der Exponent für die Geschwindigkeit für die Kühlwirkung ist 0,84.

Wärmeumsatz von den Kühlrippen des Zylinders unter der Annahme, daß die Menge dem 1,05fachen Gleichwert der Bremsleistung entspricht, und 93 km/h Windgeschwindigkeit:

bei 9 mm Rippenabstand 0,0038 WE/cm²s · °C.
bei 18 mm Rippenabstand 0,0053 WE/cm²s · °C.
ohne Kühlrippen . . . . 0,0074 WE/cm²s · °C.

Temperaturunterschied zwischen Stahllaufbuchse und Aluminiumkühlmantel 10 bis 19° C. Hn. **22/8. 23.**

Motorkühlung. Versuche an einem gußeisernen Zylinder mit Stahllaufbuchse, gegossen nach dem Modell eines Aluminiumzylinders. — A. H. Gibson (Internal Combustion Engine Sub-Committee Reports, Nr. 20, Aeronautical Research Committee), 20. Bericht des Unterausschusses für Verbrennungskraftmaschinen vom englischen Forschungsausschuß für Luftfahrt, Nov. 1917, veröffentlicht 1921 (5 S., 2 Abb.).

Eine Stahllaufbuchse wird anstatt in Aluminium in Gußeisen eingegossen und am Einzylinderversuchsmotor untersucht.

Bohrung	100 mm
Hub	140 mm
Verdichtungsverhältnis	1 : 4,67
Gewicht des Aluminiumzylinders	6,21 kg
Gewicht des Gußzylinders	13,5 kg

Einstellung:

	Öffnen	Schließen
Einlaß	7,5° h	65° h
Auslaß	80° v	50° h
Vorzündung	30° v.	

Die Temperatur ist ungleichmäßiger verteilt und besonders am Zylinderkopf sowie an den Ventilkammern höher. 10 vH mehr Brennstoffverbrauch im Gußzylinder. Erzielter mittlerer Kolbendruck bei 1950 Umdr./min in beiden Fällen 8,15 kg/cm². Hn. **22/8. 24.**

Motorteile. Erfahrungen mit Leichtmetallen in schnelllaufenden Motoren. — v. Selve, Zeitschrift für Metallkunde, Bd. 13, Heft 10, Juli 1921, S. 316/318 (5½ Sp., 7 Abb.). Hn. **22/9. 24.**

Motorteile. Oszillierender Ventileinschleifer. — R. T., Allgemeine Automobil-Zeitung, Bd. 23, Nr. 5, 4. Febr. 1922, S. 47 (½ Sp., 1 Abb.). Hn. **22/10. 26.**

Motorverdichtung. Gebläse für Flugmotoren. In den Kgl. Flugzeugwerken erzielte Fortschritte. — (Internal Combustion Engine Sub-Committee Reports, Nr. 1/2, Aeronautical Research Committee) 2. Bericht des Unterausschusses für Verbrennungskraftmaschinen vom englischen Forschungsausschuß für Luftfahrt, 1917, veröffentlicht 1921 (4 S., 1 Abb.).

Kolbenpumpen und Rootgebläse kommen nicht in Frage, da die erste zu wenig wirksam, das zweite zu große mechanische Schwierigkeiten macht und einen großen Windkessel benötigt. Für einen 100 PS-Motor wurde ein Schleudergebläse hergestellt, das mit 10facher Kurbelwellendrehzahl, durch ein einfaches Stirnrädervorgelege übersetzt, lief.

Gewicht des Gebläses	11,3 kg
Gewicht des Vorgeleges	4,5 kg
Druckerhöhung bei 1600 Umdr./min an der Kurbelwelle	0,21 kg/cm²
Verlangte Leistung dabei	6 PS

Flugversuche mit B. E. 2 C-Doppeldecker mit R. A. F. 1a-Motor. Volle militärische Belastung.

Zwischen Motor und Gebläse war eine Reibungskuppelung, um bei dem infolge der hohen Drehzahl großen Trägheitsmoment Drehzahlschwankungen abzuschwächen. Ein normaler Motor von 100 PS leistet in 1,8 km Höhe nur noch 83 PS. Mit Gebläse leistet er 96 PS. Bei den Flugversuchen wurde die Liefermenge von Hand geregelt.

Später wurde der Läufer aus Duralumin hergestellt und das Vorgelege verstärkt, so daß die Reibungskuppelung, die Schwierigkeiten gemacht hatte, wegfallen konnte. Mit demselben Gußmodell wurden Gebläse bis zu 250 PS nicht schwerer als 11,3 kg hergestellt.

Flugleistungen.

	Höhe			
	1,8 km		3,0 km	
	Steigzeit min	Geschwindigkeit im Wagerechtflug km/h	Steigzeit min	Geschwindigkeit im Wagerechtflug km/h
ohne Gebläse	18,4	137	41,0	124
mit Gebläse	15,4	148	28,5	147

Ein Dauerlauf von 120 h ergab keine Anstände. Gute Kühlung war stets nötig.

Vergaser zwischen Gebläse und Motor verlangt erhöhten Druck im Schwimmerkasten und Brennstoffbehälter. Vergaser vor dem

Zahlenangaben verbesserter Gebläse.

Antriebsleistung PS	Drehzahl Umdr./min	Druckerhöhung kg/cm²
5	1600	0,21
9	1800	0,29

Gebläse ergab verbesserten Gebläsewirkungsgrad und keine Abnutzung der Schaufeln durch den Brennstoff, da die zur Vergasung notwendige Wärme der verdichteten Luft entnommen wurde. Rückschläge im Ansaugrohr konnten durch Flammensiebe vom Gebläse ferngehalten werden. Hn. **22/8. 25.**

Strömungslehre. Modellversuche mit Verstellprofilen (Model Experiments with Variable Camber Wings). — R. G. Harris und F. B. Bradfield, 677. Bericht des englischen Forschungsausschusses für Luftfahrt (Aeronautical Research Committee, Reports and Memonranda , Nr. 677), Juni 1920, veröffentlicht 1921, S. 1/51 (33 S. Text, 15 Zahltaf., 36 Skizz. o. Schaub.).

Windkanalmessungen bei einem Kennwert von 280 mm · m/s an einem Doppeldecker-Modellflügel mit Albatrosprofil von 0° Staffelung und einem der Flügeltiefe gleichem Flügelabstande. Flügelvorder- und Hinterkante verstellbar. Verstellbereich der Vorderkante von 8° aufwärts bis 12° abwärts, der Hinterkante von 10° aufwärts bis zu 40° abwärts. Messung von Moment, Auftrieb und Widerstand. Anschließend daran Durchrechnung und Vergleich einer gebräuchlichen Flugzeugbauart, die einmal mit Verstellflügeln und einmal mit festen Flügeln von R. A. F. 15-Flügelschnitt ausgerüstet ist. Bei gleicher Flächenbelastung ergibt sich demnach für Verstellflügel:

1. Geringste Landegeschwindigkeit durch Verstellflügel mit einstellbarer Vorder- und Hinterkante um 23,5 vH, mit einstellbarer Hinter- und fester Vorderkante um 19 vH verringert.
2. Verkürzung der Landestrecke um 50 vH, von denen $^9/_{10}$ allein durch Verstellen der Hinterkante bewirkt werden.
3. Höchstgeschwindigkeit in beiden Fällen nahezu gleich.
4. Anlaufstrecke um 10 vH verkürzt (Wirkung hauptsächlich durch die Verstellung der Hinterkante).
5. Die zum Austrimmen des Flugzeuges erforderliche Höhenflosseneinstellung hält sich in den gleichen Grenzen wie beim festen Flügel mit R. A. F. 15-Profil und wird durch die einstellbare Vorderkante beim Überziehen sehr günstig beeinflußt.

   Die Druckpunktwanderung ist durch die selbsttätige Änderung des Einstellwinkels und durch Änderung der Abstromrichtung ausgeglichen.
6. Bereich der Höhenleitwerkskräfte bei Verstellprofilen sehr schlecht.
7. Längsstabilität für feste und Verstellflügel etwa gleich, abgesehen vom Gebiet der höchsten Auftriebsbeiwerte, wo Verstellflügel unstabil werden.
8. Ein Teil der durch Verstellflügel erreichbaren Vorteile geht durch Vorkehrungen zur Sicherung einer ausreichenden Steuerbarkeit bei geringen Geschwindigkeiten verloren.

Die Messungen müssen durch Versuchsflüge nachgeprüft werden; einstweilen scheinen einstellbare Flügelhinterkanten für Verkehrsflugzeuge vorteilhaft. Größte Auftriebsbeiwerte für das Doppeldeckermodell:

Verstellflügel mit verstellter Vorder- und Hinterkante $C_a = 172$.
Verstellflügel mit fester Vorder- und verstellter Hinterkante $C_a = 154$.
Fester Flügel mit R. A. F. 15-Flügelschnitt $C_a = 98$. W. **22/10. 27.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt



Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G. m. b. H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

7. Heft | **13. April 1922** | **13. Jahrgang**

INHALT:

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zum Preise von M. 16.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien Fr. 25.—), England sh. 12.—), Dänemark (Kr. 10.—), Frankreich (Fr. 25.—), Japan (Yen 3.–), Italien (Lire 35.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 7.—), Norwegen (Kr. 11.—), Schweden (Kr. 10.—), Spanien (Pes. 15.—), Schweiz (Fr. 14.—), V. St. A. (Doll. 3.—).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 1.20 für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf 90 Pf. für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand**, die **Anzeigen**- oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die **Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.**

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.





Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

7. Heft 13. April 1922 13. Jahrgang

„Die deutsche Luftfahrt nach dem 5. Mai 1922."

Von F. Kasinger.

»Vom 5. Mai 1922 ab kann der Bau von Luftfahrzeugen und Motoren in Deutschland wieder aufgenommen werden.« So lautet der Beschluß der Botschafterkonferenz in Paris vom 1. Februar 1922.

Wer aber des Glaubens sein sollte, daß nun frisch und fröhlich an die Arbeit gegangen werden könnte, daß die bewährten deutschen Konstrukteure neue große Projekte ausarbeiten und die Hände fleißiger Arbeiter in den Werften sich regen würden, der befindet sich in einem bedauerlichen Irrtum. Zugleich mit dem Bauverbot hat die deutsche Regierung im Londoner Ultimatum auch die über den Friedensvertrag hinausgehende Verpflichtung auferlegt erhalten, die Begriffsbestimmungen anzunehmen, welche die alliierten Regierungen über den Unterschied zwischen militärischen und zivilen Luftfahrzeugen treffen würden.

Noch kennen wir diese Begriffsbestimmungen nicht. Zwar sind für den Freistaat Danzig vom Völkerbunde Vorschriften erlassen worden, die sich mit der gleichen Materie befassen, aber diese stehen in so absolutem Widerspruch zu den Forderungen, welche die Männer der Praxis an die Leistungen neuzeitlicher Verkehrsluftfahrzeuge stellen, daß nicht angenommen werden kann, daß diese Bestimmungen längere Zeit Gültigkeit haben werden oder etwa auch für Deutschland angewendet werden sollten. Die Gründe, welche zu dem eben gezogenen Schluß führten, werden sofort klar, wenn man den Inhalt der für Danzig erlassenen Vorschrift mit den Forderungen vergleicht, die man bereits heute an Verkehrsluftfahrzeuge stellt bzw. mit den Leistungen der Flugzeuge, die in Deutschland nach Waffenstillstand gebaut und von der interalliierten Luftfahrt-Überwachungskommission selbst als reine Verkehrstypen bezeichnet worden sind.

Die wesentlichsten Bestimmungen der Danziger Verordnung sind: 1. in einsitzige Flugzeuge dürfen keine Motoren über 60 PS eingebaut werden, 2. der Bau von Luftfahrzeugen mit Fernlenkung ist verboten, 3. Einbau überbemessener Motoren ist nicht gestattet; die Maximalsteighöhe bei voller Last ist auf 4000 m und 4. die Maximalgeschwindigkeit auf 170 km/h begrenzt. 5. Die Mitnahme von Betriebsstoffen wird durch eine Formel bestimmt, die die Reichweite des Flugzeuges auf 500 km begrenzt, 6. die mitzuführende Last ist einschließlich der Bemannung und der Instrumente auf höchstens 600 kg festgesetzt, 7. Luftschiffe hat man einfach der Größe nach eingeteilt, und zwar dürfen gebaut werden: Starrschiffe bis 30000 m³, halbstarre bis 25000 m³ und unstarre bis 20000 m³ Höchstfassungsvermögen an Gas. Ein allgemeiner Schlußsatz stellt die Revision der vorstehenden Bestimmungen in einem Zeitraum von 2 Jahren in Aussicht.

Das sind also die Bestimmungen für Zivilluftfahrzeuge. Alles was verboten ist oder die Begrenzung der Höhe nach überschreitet, ist dann also das typische Zeichen dafür, daß es sich um militärisches Gerät handelt. Man wird sich nun die Frage vorlegen, wie denn bessere Bestimmungen aussehen würden. Es muß doch schließlich möglich sein, den Begriff »Militär und Zivil« auch in der Luftfahrt genau zu definieren. Gewiß, es geht. Eine entsprechende Bestimmung findet sich auch in der Danziger Verordnung und sie lautet: Jedes Luftfahrzeug mit irgendwelchen Verteidigungsvorrichtungen, oder Vorrichtung zur Mitführung von Waffen, Gewehren, Torpedos, Bomben wird als Militärluftfahrzeug angesehen. Diese Bestimmung enthält tatsächlich die Gesamtsumme der Unterschiede zwischen militärischem und zivilem Gerät. Die Abrüstungskonferenz in Washington hat sich ja auch sehr eingehend mit der vorliegenden Frage beschäftigt, um nach sehr schwieriger Arbeit zu dem Ergebnis zu kommen, daß die Leistungen der Luftfahrzeuge keinen Anhalt gäben für die Art ihrer Verwendung. Und man verzichtete darauf, irgendwelche Einschränkungen der Leistungen zu bestimmen, um der Entwicklung der zivilen Luftfahrt, die so geeignet ist, das Wirtschaftsleben aller Völker zu fördern, keinen Abbruch zu tun. Nun, auch Deutschland ist ein Volk, dessen Bedeutung im Wirtschaftsleben wohl niemand bestreiten will und wird. Der Oberste Rat in Paris selbst hat es zu wiederholten Malen ausdrücklich betont, daß es ihm fern läge, den Wiederaufbau der Wirtschaft Deutschlands zu hemmen oder zu erschweren. Wenn dem aber wirklich so ist, so liegt auch kein Grund vor, auf dem Gebiete der Luftfahrt für Deutschland Bestimmungen zu erlassen, die letzten Endes nur eine Benachteiligung auf wirtschaftlichem Gebiete bedeuten.

Welche Anforderungen der Weltverkehr an die Luftfahrzeuge stellt, ist bereits so oft Gegenstand von Publikationen gewesen, daß es sich erübrigt, an dieser Stelle eingehend nochmals darauf einzugehen. Interessant aber ist es, festzustellen, daß alle diejenigen, welche sich von Berufs wegen praktisch mit dem Luftverkehr befassen, absolut gleicher Meinung sind. Am prägnantesten waren die an ein neuzeitliches Flugzeug zu stellenden Forderungen in einem Artikel von L. B. Lent in der amerikanischen Zeitschrift »Aviation« zum Ausdruck gebracht. Dort heißt es:

Als kurze Charakterisierung für die Leistungen eines Handelsflugzeuges kann nachstehendes gelten:

»Ein Flugzeug, welches die größte Nutzlast über die größte Entfernung bei größter Geschwindigkeit ohne Zwischenlandung befördert.«

Im vergangenen Jahre schrieb der französische Aero-Club einen Wettbewerb aus, um die auf einer Strecke von 2245 km gezeigte beste Durchschnittsgeschwindigkeit zu prämiieren. Zugelassen waren nur mehrmotorige Flugzeuge, die in der Lage waren, außer der Bemannung und den Instrumenten noch 6 Reisende (bzw. an ihrer Stelle entsprechenden Ballast von 6 mal 80 kg) und im Packraum 200 kg Gepäck (zusammen also mindestens 680 kg ohne Bemannung und Instrumente) mitzuführen.

Im Herbst vorigen Jahres gab die »International Air Traffic Association« Richtlinien für den Verkehrsflugzeugbau bekannt. Abgesehen von in Klasse 1 aufgeführten kleinen Flugzeugen für den Depeschen- und Kurierdienst fordert sie die Entwicklung zweier weiterer Typen, und zwar in Klasse 2 Flugzeuge, die eine Nutzlast von 600 bis 800 kg zuzüglich Betriebsstoffen für 600 kg befördern können und in Klasse 3 Flugzeuge für höhere Nutzlasten und größeren Reichweiten. Als Mindestgeschwindigkeit werden in Klasse 1 160 bis 180 km/h, in den höheren Klassen mindestens 180 km/h gefordert. Als Hauptbedingung wird aber gestellt, daß die Flugzeuge über eine Kraftreserve verfügen müssen. Es heißt hier wörtlich: »Es ist nicht zulässig, daß die geforderte Reisegeschwindigkeit und die guten Flugeigenschaften nur unter Aufwendung der gesamten Motorkraft erreicht werden. Zur Erfüllung dieser Bedingungen müssen im Geradeausflug ca. ²/₃ der PS-Gesamtstärke ausreichend sein, so daß das letzte Drittel der Steigfähigkeit, der Überwindung sehr ungünstiger Witterungsverhältnisse und der allgemeinen Betriebssicherheit zugute kommt. Bei mehrmotorigen Flugzeugen muß die der Hälfte am nächsten liegende Motorenzahl (z. B. bei 5 bis 2) ausgeschaltet werden können, ohne daß an Flughöhe verloren wird.«

Am weitgehendsten in seinen Forderungen an die Entwicklung des Flugzeuges ist der bekannte französische Konstrukteur Bréguet. Anläßlich eines Vortrages, den er kürzlich vor dem »Congrès de l'Association Francaise pour l'Avancement des Sciences« hielt, erklärte er, daß das Flugzeug der Zukunft folgende Bedingungen erfüllen müsse: 1. Eine Strecke von 3500 km muß ohne Zwischenlandung zurückgelegt werden können, 2. die Reisegeschwindigkeit muß mindestens 250 km betragen, um auch bei Gegenwind den Flugplan einhalten zu können. Ein von Bréguet projektiertes Flugzeug soll bei einer Leistung von 1200 PS außer 7 Mann Besatzung und 4000 kg Brennstoff noch 20 Fluggäste und 100 kg Fracht mitnehmen können.

Vergleicht man die hier gewählten 4 Beispiele, so sieht man wie treffend die anfangs aufgeführte Zusammenfassung des Amerikaners Lent ist. Aber keine der Grundforderungen, die an ein betriebssicheres Verkehrsflugzeug gestellt werden müssen, dürfen beim Flugzeugbau in Danzig Berücksichtigung finden. Dort sind derartige Konstruktionen auf einmal Militärflugzeuge.

Nachdem vorstehend nur von Flugzeugen die Rede war, soll nachstehend auf die Frage der Luftschiffe eingegangen werden. Bei den Starrluftschiffen wird z. B. gesagt, daß alle Schiffe über 30000 m³ Gasinhalt als Kriegsluftschiffe zu bezeichnen wären. Mit derselben Berechnung könnte man jedes Luftschiff als Kriegswerkzeug bezeichnen.

Die Erfahrungen des Krieges haben gelehrt, daß Luftschiffe für einen Landkrieg überhaupt nicht mehr verwendbar und für einen Seekrieg nur als Fernaufklärungsmittel zu gebrauchen sind.

Was soll aber Deutschland mit einem Fernaufklärungsmittel über See, welches doch nur dann einen Zweck hat, wenn der betreffende Staat auch über eine entsprechende Flotte von Kriegsschiffen verfügt, was bei Deutschland nicht der Fall ist?!

Die Zukunft des Luftschiffes liegt im Großluftschiffverkehr zwischen den Kontinenten und über die Kontinente hinweg, dafür kommen Fahrzeuge von mindestens vielleicht 100000 m³ in Betracht. Kleine Schiffe unter 30000 m³ sind gänzlich nebensächlicher Natur.

Will die Entente wirklich die Entwicklung jedes zivilen Luftschiff-Weltverkehrs unterbinden? Ohne die Erfahrungen Deutschlands auf dem Gebiete von Luftschiffbau und Führung würde dies sicher der Fall sein, denn alle von Deutschland ausgelieferten Luftschiffe sind schon bei den ersten Fahrten zu Bruch gegangen. Auch die in den anderen Ländern hergestellten Neubauten — man denke an das englische Riesenluftschiff »R. 38« und die »Roma« — sind bei den Probefahrten Unglücksfällen zum Opfer gefallen, die auf Fehlkonstruktion zurückzuführen sein dürften.

Aus diesen Gründen ist auch nicht wahrscheinlich, daß die Bestimmungen des Völkerbundes für Danzig erst nach 2 Jahren wieder einer Überprüfung unterzogen werden sollen, oder daß ähnliche Bestimmungen auch für Deutschland in Aussicht genommen sein könnten. Wenn so etwas tatsächlich der Fall wäre, so würde der Oberste Rat gegen seine Erklärung, daß Deutschlands Wirtschaft durch die Durchführung von Friedensvertrag und Ultimatum nicht geschwächt werden sollte, handeln. Sollte diese Absicht tatsächlich bestehen, so könnte sie nur zurückgeführt werden auf die Bedenken, daß Deutschland bei seiner geringen Valuta den Absatz von Flugzeugen nach dem Ausland an sich reißen könnte. Wenn man aber die Steigerung der Löhne seit Oktober vorigen Jahres verfolgt, so ist auch diese Gefahr nicht vorhanden, da deutsche Waren sehr bald den Weltmarktpreis erreichen werden.

Aber nicht nur für Deutschland selbst wären die Folgen solcher Bestimmungen verhängnisvoll. Der Verkehr in der Luft innerhalb der deutschen Hoheitsgrenzen kann von der deutschen Regierung nur für solche Luftfahrzeuge freigegeben werden, die den vom Obersten Rate erlassenen Begriffsbestimmungen entsprechen. Damit aber wären alle ausländischen Flugzeuge, welche über die Begriffsbestimmungen hinausgehende Leistungen ausweisen, ausgeschaltet und ein Überfliegen deutschen Gebiets wäre für ausländische Gesellschaften unmöglich gemacht.

Schließlich aber können über das Ziel hinausschießende Begriffsbestimmungen für den Bau von Luftfahrzeugen sehr leicht die Folge haben, daß die deutsche Luftfahrzeugindustrie ins Ausland abwandert, da sie hier nicht mehr zu arbeiten vermag. Tritt aber dieser Fall ein, dann ist gerade das vereitelt, was die Entente mit der Auferlegung ihrer Baubeschränkungen bezweckt, da sie ja dann keine Möglichkeit der Kontrolle mehr hat.

Betrachtung zur rechnerischen Nachprüfung von anfänglich gekrümmten, durch Druck-Längskräfte belasteten Stäben auf Biegefestigkeit.

Von Wilh. Hoff.

34. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt. Adlershof.

Die zur Ausgabe Ende 1918 bestimmten Bau- und Liefervorschriften für Heeresflugzeuge (BLV 1918) enthalten die Vorschrift:

»Es ist nicht nur der Nachweis zu führen, daß die in einem Stiele auftretende Längskraft unterhalb der Eulerschen Knickkraft liegt, sondern auch, daß bei einer anfänglichen Durchbiegung um $^1/_{200}$ der Stiellänge die unter dem Einfluß der Hälfte der vorgeschriebenen Bruchbelastung in ihm auftretende Spannung die halbe Bruchfestigkeit nicht überschreitet.

Auf Druck beanspruchte kurze Stäbe, deren Querschnitt einen Trägheitsradius »i« besitzen möge, sind sofern $s/i < 105$ bei Flußeisen und Stahl und $s/i < 110$ bei Holz, nicht nach der Eulerschen, sondern nach der Tetmajerschen Knickformel zu berechnen.«

Diese Vorschrift ist in einer Anweisung begründet, welche Müller-Breslau gegeben hat[1]). Danach wird gefordert, daß mindestens die doppelte Gebrauchslast am Hebelarm $^1/_{200}$ Stablänge angreifend höchstens eine Beanspruchung erzeugen darf, welche unweit der Proportionalitätsgrenze liegt.

Da die Feststellung der Gebrauchslast im Flugzeugbau auf Schwierigkeiten stößt, und da die Einführung der Bruchlast in die Festigkeitsrechnung aus hier nicht näher zu erläuternden Gründen üblich war, wurden die Müller-Breslauschen Forderungen: doppelte Gebrauchslast und Proportionalitätsgrenze, in die Bestimmungen: halbe Bruchbelastung und halbe Bruchfestigkeit umgestaltet.

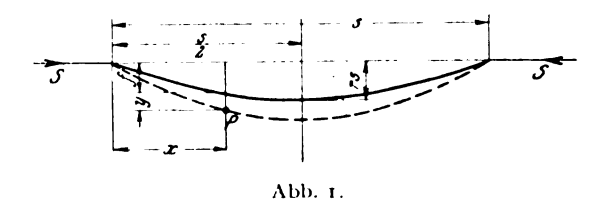


Abb. 1.

Nachstehender Betrachtung seien die Bezeichnungen der Abb. 1 zugrunde gelegt. Der dargestellte s (cm) lange Stab besitze die durch die Beziehung

$$f = 4\,r\,s\left[\frac{x}{s} - \left(\frac{x}{s}\right)^2\right] \quad \ldots\ldots \quad (1)$$

gegebene anfängliche parabolische Krümmung.

Sie ist in der Mitte (für $x = s/2$) am stärksten und beträgt dort $f_{\max} = rs$.

Unter dem Einfluß der Längskräfte S (kg) wird der Stab zur gestrichelt gezeichneten Lage durchgebogen. Im Punkte P mit den Koordinaten x und $(f + y)$ entsteht ein Biegungsmoment:

$$M = S\,(y + f) \quad \ldots\ldots \quad (2)$$

Diesem Moment wird durch die elastischen Stabkräfte das Gleichgewicht gehalten:

$$M = -E\,I\,\frac{d^2 y}{d\,x^2} \quad \ldots\ldots \quad (3)$$

Hierin bedeuten E (kgcm^{-2}) der Elastizitätsmodul und I (cm^4) das Trägheitsmoment des Stabes.

Die Beziehungen (1), (2) und (3) werden nach Einführung von

$$k = \sqrt{\frac{E\,I}{S}} \quad \ldots\ldots \quad (4)$$

---

[1]) Müller-Breslau, Über exzentrisch gedrückte Stäbe und über Knickfestigkeit, I. Der einteilige Stab, Der Eisenbau 1911, Septemberheft.

zu der Differentialgleichung

$$k^2 \frac{d^2 y}{d x^2} + y = 4 r s \left[\left(\frac{x}{s}\right)^2 - \frac{x}{s}\right] \quad \dots \quad (5)$$

verbunden. Diese ergibt in bekannter Weise integriert, sowie nach Einführung der für $x = 0$ und $x = s$ sich ergebenden Integrationskonstanten und der Vereinfachung

$$\frac{s}{k} = \sqrt{\frac{s^2 S}{E I}} = \alpha \quad \dots \quad (6)$$

die Lösung:

$$y = 4 r s \left\{\frac{2}{\alpha^2}\left[\cos\frac{x}{k} + \frac{(1 - \cos\alpha)}{\sin\alpha}\sin\frac{x}{k} - 1\right] + \right.$$
$$\left. + \left[\left(\frac{x}{s}\right)^2 - \frac{x}{s}\right]\right\} \quad \dots \quad (7)$$

Das Biegungsmoment aus (2) wird gewonnen zu

$$M = \frac{8 r s}{\alpha^2} S \left[\cos\frac{x}{k} + \frac{(1 - \cos\alpha)}{\sin\alpha}\sin\frac{x}{k} - 1\right] \quad . \quad (8)$$

und wächst mithin proportional mit der anfänglichen größten Durchbiegung $r s$.

Dieses Biegungsmoment erhält mit $x = \frac{1}{2}$ seinen Größtwert

$$M_{max} = 8 r s \left[\frac{1}{\cos\frac{\alpha}{2}} - 1\right]\frac{E I}{s^2} \quad \dots \quad (9)$$

Anderseits ist aber auch

$$M_{max} = \sigma W \quad \dots \quad (10)$$

worin σ (kgcm^{-2}) die Biegungsspannung in der Stabmitte und W (cm^3) das Widerstandsmoment des Stabes bedeuten.

Nach der eingangs angegebenen Bestimmung der BLV 1918 soll die Biegungsspannung unter der Einwirkung des $m$ten Teils der Knicklast als Längslast einen bestimmten, $n$ten, Anteil der Bruchbeanspruchung nicht überschreiten. Aus dieser Forderung ergibt sich die Beziehung

$$\sigma = \frac{K_b}{n} - \frac{S_k}{m F} \quad \dots \quad (11)$$

Hierin sind die Bezeichnungen K_b (kgcm^{-2}) für die Bruchbiegungsbeanspruchung, S_k (kg) für die Eulersche Knicklast und F (cm^2) für die Querschnittsfläche des Stabes neu eingeführt.

Durch Benutzung der Euler-Gleichung

$$\frac{S_k}{m} = \frac{\pi^2 E I}{m s^2} \quad \dots \quad (12)$$

in (6) wird

$$\alpha = \frac{\pi}{\sqrt{m}} \quad \dots \quad (13)$$

Durch Verbindung von (9) mit (10) und Einsetzen von (12) und (13) wird

$$W\left[\frac{K_b}{n} - \frac{\pi^2 E I}{m s^2}\right] = 8 r s \left[\frac{1}{\cos\left(\frac{\pi}{2\sqrt{m}}\right)} - 1\right]\frac{E I}{s^2} \quad . \quad (14)$$

Hieraus wird für die Stablänge s die quadratische Gleichung erhalten

$$s^2 - 8 r n \frac{E I}{K_b W}\left[\frac{1}{\cos\left(\frac{\pi}{2\sqrt{m}}\right)} - 1\right] s = \pi^2 \frac{n E I}{m K_b F} \quad (15)$$

Wird mit D (cm) der Abstand der äußersten Fasern im Querschnitt des betrachteten gebogenen Stabes bezeichnet, so läßt sich ersetzen

$$\frac{I}{W} = \frac{D}{2} \quad \dots \quad (16)$$

Machen wir den Trägheitsradius i durch die Beziehung

$$i = e D \quad \dots \quad (17)$$

abhängig von D, so kann auch ersetzt werden

$$\frac{I}{F} = i^2 = e^2 D^2 \quad \dots \quad (18)$$

Unter Benutzung dieser Vereinfachungen (16) und (18) wird endlich gefunden:

$$\frac{s}{D} = A + \sqrt{A^2 + B^2} \quad \dots \quad (19)$$

worin eingeführt sind

$$A = 2 r n \frac{E}{K_b}\left[\frac{1}{\cos\left(\frac{\pi}{2\sqrt{m}}\right)} - 1\right] \quad . \quad . \quad (20)$$

und

$$B = \pi e \sqrt{\frac{n E}{m K_b}} \quad \dots \quad (21)$$

Die Größe A ist unabhängig vom Stabquerschnitt und wächst direkt proportional mit den Zahlen r und n und nimmt mit steigenden m-Zahlen ab. Die Größe B steigt mit wachsendem n und sinkendem m.

Dieses wichtige Ergebnis besagt, daß für eine bestimmte, durch den Faktor e gegebene Querschnittsgestalt eines Stabes, für ein festes Verhältnis von E zu K_b, sowie für gewählte Zahlen r, m und n ein einziges Verhältnis s/D gefunden wird, bei welchem die Forderung erfüllt ist, daß bei einer anfänglichen, größten Durchbiegung $r s$ des s langen Stabes für den $m$ten Teil der Eulerschen Knicklast auch der $n$te Teil der Bruchbeanspruchung erreicht wird.

Da der auf diese Weise für eine Querschnittsgestalt errechnete Wert s/D für alle geometrisch ähnlichen oder gleiche e-Werte besitzenden Querschnitte gültig ist, so ist darin eine große Rechnungsvereinfachung, wie nachher an dem Beispiel für Rundrohre gezeigt werden wird, gelegen.

Die unter der Knicklast S_k entstehende Spannung ist durch die Beziehung gegeben:

$$\sigma_k = \frac{S_k}{F} = \left(\pi e \frac{D}{s}\right)^2 E \quad \dots \quad (22)$$

Danach ist für ein festes Verhältnis s/D auch die unter dem Einfluß der Knicklast auftretende Spannung für alle ähnlichen Querschnitte gleichbleibend.

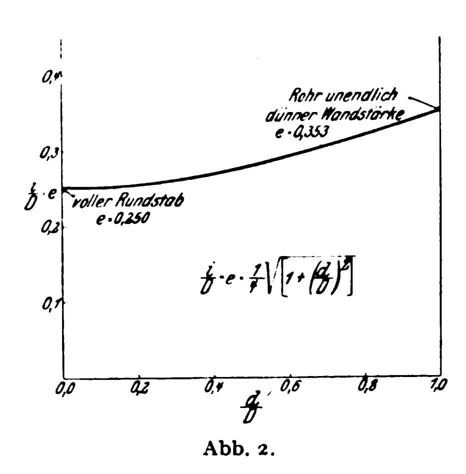


Abb. 2.

Rechnungsbeispiel: Rundrohre.

Für den Ringquerschnitt eines Rundrohres gelten die Beziehungen

$$I = \frac{\pi}{64}(D^4 - d^4)$$

und

$$F = \frac{\pi}{4}(D^2 - d^2),$$

wenn D (cm) den äußeren und d (cm) den inneren Rohrdurchmesser bezeichnen.

Hieraus:

$$e = \frac{1}{4}\sqrt{\left[1 + \left(\frac{d}{D}\right)^2\right]}.$$

In Abb. 2 ist die Abhängigkeit von e und d/D eingetragen.

Nach Wahl des Verhältnisses $E/K_b = 550$, das etwa den im Flugzeugbau verwendeten, schweißbaren, nahtlos ge-

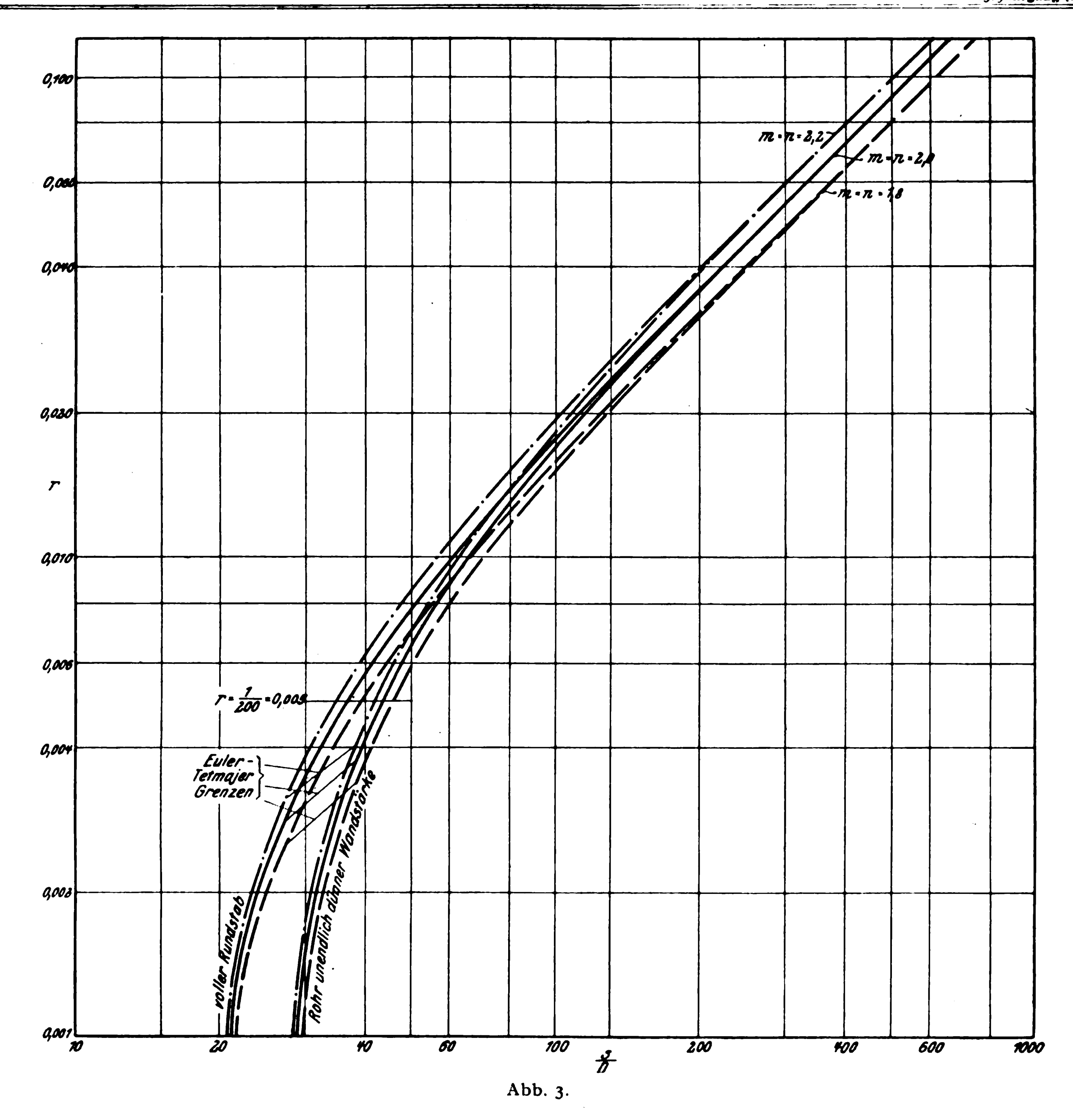


Abb. 3.

zogenen »Stahl«-Rohren entspricht, ist in Abb. 3 für die Zahlen $m = n = 1{,}8$, $m = n = 2{,}0$ und $m = n = 2{,}2$ die Abhängigkeit des Verhältnisses s/D von der Zahl r sowohl für volle, als auch Rohre unendlich dünner Wandstärke eingetragen.

Der Kurvenverlauf der Abb. 3 sagt aus, daß für hohe r-Zahlen, d. h. große anfängliche Stabkrümmungen, der Einfluß der Wandstärke verschwindet. Bei sehr kleiner anfänglicher Krümmung, also kleinen r-Zahlen, kann der Einfluß der Wandstärke nicht vernachlässigt werden. Wird die anfängliche Krümmung zu klein gewählt, so ergeben sich Verhältnisse s/D, welche jenseits des Geltungsbereiches der Eulerschen Knickformel, für welchen die vorliegende Betrachtung allein gilt, liegen. Die Euler-Tetmajer-Grenzen sind in die Abb. 3 nach der für Flußeisen und Stahl (vgl. Abs. 2 des anfangs mitgeteilten Auszuges aus den BLV 1918) gültigen Beziehung eingetragen:

$$\frac{s}{D} = \frac{110}{4}\sqrt{\left[1 + \left(\frac{d}{D}\right)^2\right]}$$

Voller Rundstab:

$$\frac{s}{D} = 27{,}5$$

Rohr unendlicher dünner Wandstärke:

$$\frac{s}{D} = 38{,}9.$$

Die in den BLV 1918 vorgeschriebene Zahl $r = {}^1/_{200} = 0{,}005$ ergibt Werte s/D, welche knapp oberhalb der Euler-Tetmajer-Grenze liegen.

Untersuchen wir Druckstäbe von ausgeführten, im Betriebe bewährten Flugzeugen, so finden wir kein einheitliches Bild über die Verteilung der s/D-Werte. Viele s/D liegen im Tetmajerschen, andere weit im Eulerschen Bereich.

Da bei schlanken Flügelstielen anfängliche, infolge irgendwelcher Schäden entstandene Krümmungen nicht selten sind, da ferner solche Stiele größere Werte von s/D besitzen, als sie einer anfänglichen Krümmung von ${}^1/_{200}$ bzw. $r = 0{,}005$ entsprechen würden, so ist eine Abkehr von der mitgeteilten Bestimmung der BLV 1918 berechtigt.

Die gewöhnlich verwendeten, nahtlos gezogenen »Stahl«-Rohre besitzen etwa ein Durchmesserverhältnis $d/D = 0{,}9$. Für diesen Wert, sowie für die Zahlen $r = 0{,}01$ und $m = n = 2$ wird bestimmt:

$$\frac{s}{D} = 65.$$

Die Spannung σ_k wird für ein Rundrohr gefunden zu

$$\sigma_k = \frac{\pi^2}{16}\left[1 + \left(\frac{d}{D}\right)^2\right]\left(\frac{D}{s}\right)^2 E$$

Für $E = 2150000$ kgcm^{-2}, für $d/D = 0{,}9$ und für $\sigma/D = 65$ wird

$$\sigma_k = 570 \text{ kgcm}^{-2}.$$

Wird, was meistens der Fall sein wird, s/D nicht für $r = 0{,}01$ und $m = n = 2$ errechnet, sondern verschieden davon im Bau verwandt, so ist zu untersuchen, bei welchem Anteil m der Knicklast der verlangte $n$te Teil der Bruchbiegungsbeanspruchung eintritt. Zu diesem Zwecke ist für feste Werte r und n mit den Beziehungen (19), (20) und (21) derjenige m-Wert aufzusuchen, bei welchem die Gleichung (19) erfüllt ist.

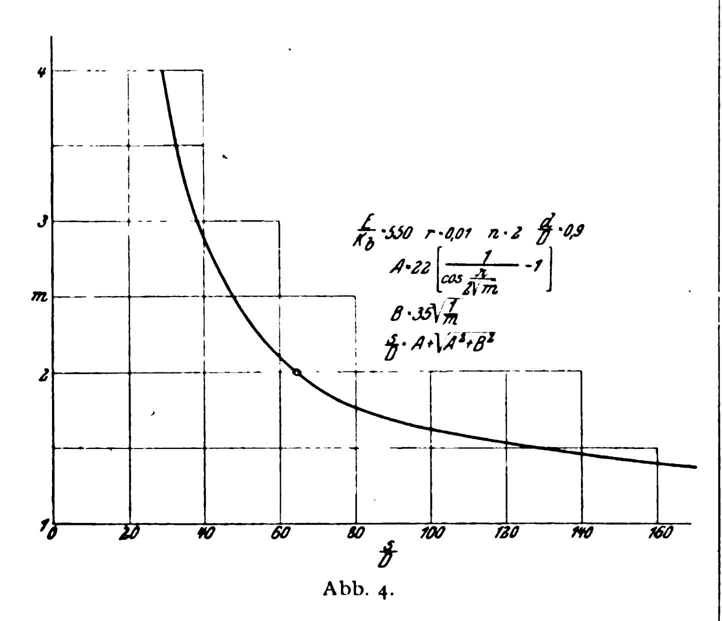


Abb. 4.

In Abb. 4 ist die Abhängigkeit von m und s/D für die Festwerte $E/K_b = 550$, $d/D = 0{,}9$, $r = 0{,}01$ und $n = 2$ aufgetragen.

Für $s/D = 65$ wird entsprechend der vorigen Rechnung $m = 2$ gefunden. Bei kleineren s/D ist m größer zu wählen, z. B. entspricht einem $s/D = 40$ der Wert $m = 2{,}9$.

Die Anwendung der BLV 1918-Vorschriften hat mithin bei kleineren Stäben eine geringere Ausnutzung der Knickfestigkeit zur Folge als bei größeren. Dieser Umstand ist in der Rechnung auf Biegefestigkeit begründet.

Die am Beispiel für Rundrohre erläuterten Ergebnisse lassen sich in ähnlicher Weise auch für andere Baustoffe und andere Querschnitte finden. Dabei ist zu beachten, daß der Wert n zweckmäßig dem Baustoff angepaßt ist. Bei Stäben mit hoher Elastizitätsgrenze wird $n < 2$ gewählt werden dürfen. Bei Holz jedoch ist $n = 2$ empfehlenswert.

Zusammenfassung.

Die in den BLV 1918 enthaltene Bestimmung, daß ein durch eine Längslast gedrückter, unter dem Einfluß der Hälfte der vorgeschriebenen Bruchbelastung stehender Stab neben vorhandener Eulerscher Knicksicherheit bei einer anfänglichen Durchbiegung um $^1/_{200}$ Stablänge höchstens die halbe vorgeschriebene Bruchbeanspruchung erleiden darf, wurde nachgeprüft. Eine allgemein anwendbare Beziehung für das Verhältnis Stablänge s (cm) zu Abstand der äußersten Fasern D (cm) des auf Biegung beanspruchten Querschnitts wurde gefunden. Durch dieses Verhältnis wird für alle geometrisch ähnlichen, auch $e = i/D = \text{Const}$ aufweisenden Stabquerschnitte eine diese Bedingungen einhaltende Grenzlänge angegeben.

An einem Beispiel, Rundrohre, wird gezeigt, daß die Vorschrift der anfänglichen Durchbiegung von $^1/_{200}$ Stablänge bei ausgeführten und bewährten Druckstäben nicht eingehalten wird, daß dagegen die Annahme einer größeren anfänglichen Durchbiegung, z. B. $^1/_{100}$, empfehlenswert ist.

Da die angeführte BLV 1918-Bestimmung nur bei einem einzigen Wert s/D erfüllt ist, wird gezeigt, auf welche Weise für von diesem Wert abweichende s/D der notwendige Bruchteil der Knicklast gefunden wird.

Über das Verhalten von Flügelflächen bei periodischen Änderungen der Geschwindigkeitsrichtung.

Von R. Katzmayr.

(Schluß von Seite 82.)

Die zweite obengenannte Versuchsgruppe umfaßte, wie erwähnt, alle jene Versuche, bei denen das Modell im Luftstrom ruhig verharrte, die Strömungsrichtung des Strahles hingegen periodischen Schwankungen unterworfen wurde. Die Einrichtung, welche am Ende der Ausströmdüse der Luftstromanlage eingebaut wurde, ist aus dem Schema Abb. 5 und dem Lichtbild Abb. 6 deutlich zu erkennen. Sie bestand aus vier den Luftstrahl durchsetzenden Profilflächen 1, 2, 3 und 4, von der in Abb. 7 dargestellten Form und Abmessungen. Sie waren mittels Gurte am Düsenende leicht schwenkbar befestigt worden. Der gegenseitige Mittelabstand der Profilflächen betrug 120 mm, ihre Austrittkante stand 600 mm vor der Flügelvorderkante. Die Anordnung war so getroffen, daß das Modell nicht unmittelbar

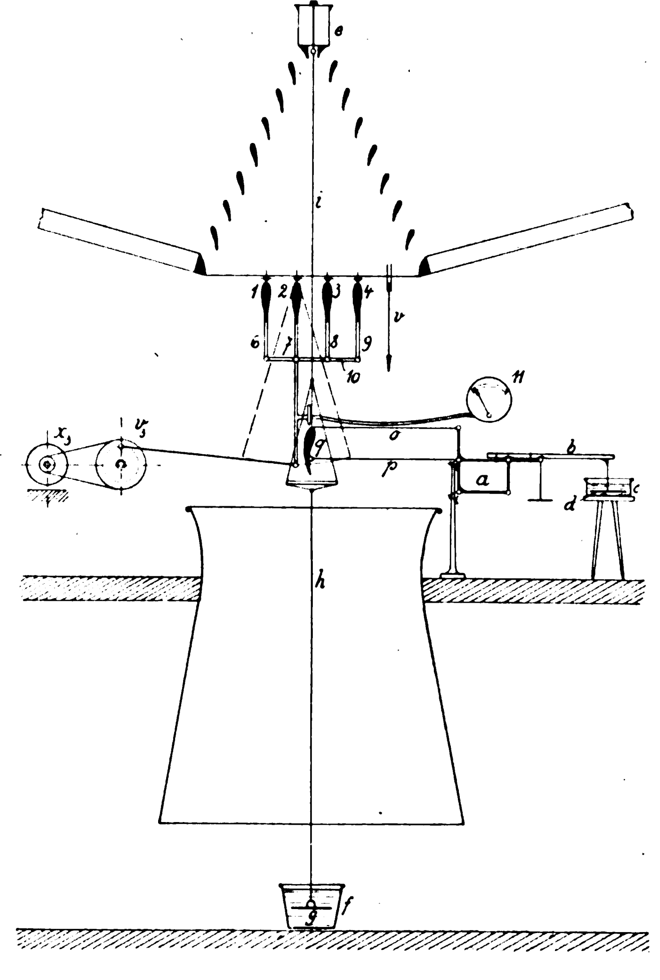


Abb. 5.

im Windschatten einer der Leitflächen stand. An einer Stirnfläche der Stäbe 1—4 war je eine Stange 6—9 befestigt, die durch eine gemeinsame Stange 10 so gekuppelt waren, daß bei der Verschwenkung eines der Stäbe 1—4 alle anderen die genau gleiche Winkelverdrehung mitmachten. Die Stange 7 war besonders lang und an ihr das Kurbelgetriebe v_3, welches durch den Motor x_3 angetrieben wurde, angelenkt. Durch Umstecken der Kurbelstange am Stab 7 konnten verschieden große Elongationen der Leitflächen 1—4 erzielt werden. Da die Geschwindigkeitsmessung des Luftstrahles nicht mit der normalen Einrichtung des Laboratoriums erfolgen[1]) konnte,

[1]) Sie besteht aus zwei fest eingebauten Hakenrohren, die im Lichtbild Abb. 6 vorne oben am Düsenrande gut zu erkennen sind.

wurde am Stab 7 ein einfaches Hakenrohr befestigt, so zwar, daß sein offenes Ende zwischen die Leitflächen 2 und 3 zu liegen kam und seine Öffnungsebene etwas über der Flügelvorderkante stand. Mit einem Gummischlauch war das Rohr mit dem Manometer 11 (Abb. 5) verbunden. Die Flügeleinhängung in den Luftstrahl war normal; die verstärkte Dämpfungseinrichtung dieselbe wie bei den Versuchen der ersten Gruppe.

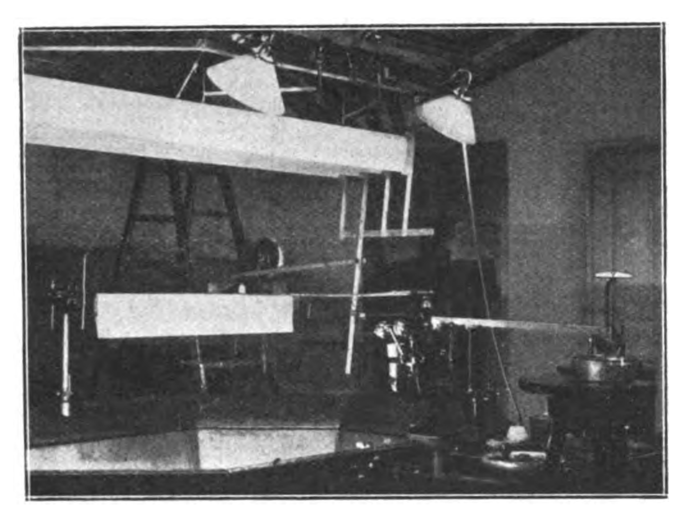


Abb. 6.

Es galt zunächst, die Wirkungsweise der schwingenden Leitflächen 1—4 auf den Luftstrom zu untersuchen. Durch in den Luftstrahl eingebrachte Wollfäden wurde ermittelt, daß trotzdem die Leitflächen nur den Mittelteil des Strahles erfaßten, derselbe über seine ganze Breite sehr gleichmäßig beim Verdrehen der Leitflächen abgelenkt wurde. Es konnte eine einseitige Verschwenkung des Leitapparates β_1 bis zu 26^0 vorgenommen werden, ohne daß ein Ablösen des Luftstrahles von den Flächen beobachtet werden konnte. Über diesen Verdrehungswinkel trat allerdings eine starke Turbulenz des Luftstrahles auf. Die nachstehend beschriebenen Versuche wurden daher nur bis zu einem Größtwert von $\beta_1 = \pm 24^0$ angestellt. Pendelte der Leitapparat 1—4, so machten alle Wollfäden synchrone Schwingungen, allerdings entsprachen die Größtabweichungen derselben nicht denen des Leitapparates, sondern waren geringer. In den folgenden Zahlentafeln sind daher sowohl die Größtabweichungen β_1 der Leitflächen und die der Luftstromlinien β angeschrieben. Letztere wurden dadurch ermittelt, daß in den Luftstrahl an einem dünnen Stahldraht mittels einer Drahtöse ein fein ausgezogenes Glasröhrchen eingehängt wurde. Sein geringes Gewicht und die leichte Beweglichkeit der Aufhängung bürgte dafür, daß sich das Röhrchen genügend genau in die Richtung der Stromfäden einstellte. Auch Fälschungen infolge von Massenkräften können nicht bedeutend gewesen sein. Die Größtabweichungen dieses »Indikators« wurden mit einem Kathetometerfernrohr beobachtet und an einer Bogenteilung abgelesen. Da sowohl die positiven als auch die negativen Winkelabweichungen abgelesen und auf ihre Übereinstimmung geprüft wurden, ist anzunehmen,

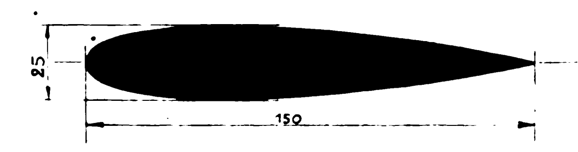


Abb. 7.

daß in der Bestimmung der Luftstromrichtung keine zu großen absoluten Fehler gemacht werden konnten; jedenfalls aber sichere Vergleichswerte zwischen den einzelnen Meßreihen gewonnen wurden. Das als »Indikator« benutzte Glasröhrchen war etwas über der Vorderkante und außerhalb des Einflußbereiches des Modelles in den Luftstrahl eingebaut worden. In Abb. 6 ist es der besseren Sichtbarkeit halber durch einen Wollfaden — links im Bilde — ersetzt worden.

Zahlentafel 2.

α^0	$\beta = \pm 0$			$\beta = \pm 4^0$						$\beta = \pm 5^0$						$\beta = \pm 7^0$					
	$\beta_1 = \pm 0$			$\beta_1 = \pm 9^0$						$\beta_1 = \pm 12^0$						$\beta_1 = \pm 15^0$					
	$n = 0$ (Ruhe)			$n = 32{,}4$ min			44,5 min			$n = 27{,}3$ min			43,0 min			$n = 27{,}3$ min			44,5 min		
	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$
0	38,1	2,91	56	40,5	1,104	25,7	40,5	0,925	23,8	43,9	0,1735	3,95	43,4	0,1735	4,0	41	0,1735	4,23	41	0,116	2,83
3	57,1	3,52	61,6	60,9	1,62	28,3	60,9	1,91	31,4	64	0,75	11,7	62,5	0,75	12,02	62	0,1735	2,8	60,8	0,1735	2,86
6	77	4,74	61,6	79	3,06	38,7	78	3,06	39,2	82	2,36	28,85	81,6	2,2	27	79,7	1,62	20,3	78,5	1,5	19,15
9	96,4	7,68	79,6	96	5,38	50	96	5,38	56	95,3	4,8	50,3	94,2	4,21	44,8	93,7	4,8	50,9	93	4,22	45,5
12	112,6	10,7	91,2	106,7	8,84	82,7	107,5	8,82	82,4	106,2	9,25	85,8	105	8,55	81,4	106	8,84	86,5	100,5	8,5	81
15	122,8	13,6	110,8	113,2	12,9	115,5	112,5	12,85	114	112	14,3	128	111	13,78	124	108,5	14,55	133,5	107,5	14,3	133
18	124,5	18,63	149,5	114,1	19,2	168	113,5	18,98	171,6	109,9	20,65	188	109,9	20,6	188,5	108,5	21,6	198,5	108	21	194,5

α^0	$\beta = \pm 9^0$						$\beta = \pm 10^0 30'$						$\beta = \pm 12^0$					
	$\beta_1 = \pm 18^0$						$\beta_1 = \pm 21^0$						$\beta_1 = \pm 24^0$					
	$n = 30$ min			45 min			$n = 22{,}2$ min			37,5 min			$n = 27{,}3$ min			35,3 min		
	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$
0	41,6	— 0,405	— 9,71	41,1	— 0,721	— 17,55	38,2	— 0,1735	— 4,54	37	— 0,116	— 3,12	33,5	— 0,405	— 1,205	34,6	— 0,405	— 1,166
3	59,6	— 0,692	— 10,67	59,1	— 0,511	— 8,65	56	— 0,231	— 4,13	55	— 0,405	— 7,87	48	— 0,405	— 8,45	44,5	— 0,405	— 9,1
6	77,5	1,04	13,42	77,2	1,02	13,2	71	1,04	14,4	71,2	1,04	14,6	64,8	1,04	16,1	61,1	1,04	15,91
9	91,2	4,5	49,4	90,4	4,3	47,6	83,8	4,22	50,4	83,8	3,64	43,5	78	3,93	50,4	78,5	3,93	50
12	100,4	8,83	89	100	8,75	87,5	96	8,55	89,2	94,2	7,98	84,7	87,8	7,99	90,8	88,5	7,4	83,6
15	105,8	14,7	135,6	105,1	14	133	102	14,3	137,4	101,8	13,48	132,5	94,2	12	127,6	94,2	12,3	127
18	106,8	20,7	193,2	106	20,2	190,5	103,5	20,4	197,12	103,5	20,15	194,1	99,1	18,95	190,7	98,1	18,89	193

Zahlentafel 3.

α^0	$\beta = \pm 0^0$			$\beta = \pm 4^0$						$\beta = + 5^0$						$\beta = \pm 7^0$					
	$\beta_1 = \pm 0^0$			$\beta_1 = \pm 9^0$						$\beta_1 = + 12^0$						$\beta_1 = \pm 12^0$					
	$n = 0$ (Ruhe)			$n = 32{,}4$ min			50 min			$n = 34{,}3$ min			50 min			$n = 35{,}3$ min			50 min		
	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$
0	28,75	1,98	69	27,6	0,374	13,5	26,9	0,374	13,9	27,6	— 0,187	— 6,75	26,9	— 0,261	— 9,72	26,5	— 0,932	— 35,2	25,8	— 0,932	— 36,2
3	48,2	2,91	60,5	46,8	1,12	24	46	0,748	16,2	46,4	0,187	4,03	45,6	0,187	4,1	45,6	— 0,3	— 6,55	44,4	— 0,3	— 6,72
6	67,7	4,4	65,2	66,5	1,865	28,1	65,5	1,865	28,6	64,2	1,68	26,1	63,5	1,68	26,4	62,7	0,932	14,9	61,8	0,932	15,15
9	86,3	6,54	77	83,2	4,3	51,5	82,7	3,74	45,2	80	3,55	44,4	79	3,55	45	77,7	3,36	43,2	77	3,17	41,3
12	101,5	9,1	89,5	98,3	7,2	72,4	97	6,72	69,5	93,5	6,71	72	92,8	6,54	70,6	89	6,58	77,5	88,5	6,55	74
15	111	12,8	116	107,4	11	102,5	107	10,65	100	102,7	10,81	105	102,5	10,81	105	101,5	11	109	99	10,65	107
18	116	17,45	151	113,3	15,87	140	113,3	15,87	140	104,5	16,05	153,5	102	16,05	158	103,5	13,3	129	103,5	12,5	121

α^0	$\beta = \pm 0^0$						$\beta = \pm 11^0$						$\beta = \pm 12^0\,30'$					
	$\beta_1 = \pm 0^0$						$\beta_1 = \pm 21^0$						$\beta_1 = \pm 24^0$					
	$n = 30$ min			50 min			$n = 27{,}2$ min			46 min			$n = 27{,}2$ min			36,4 min		
	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$
0	25	— 1,68	— 67,1	23,1	— 1,87	— 80,6	22	— 2,24	— 101,5	22,4	— 2,24	— 100	19	— 20,5	— 108	19	— 2,24	— 117,5
3	42,5	— 1,12	— 26,6	40	— 1,12	— 28	38,9	— 1,68	— 43,2	38,9	— 1,68	— 43,2	34,6	— 13,05	— 37,7	34,6	— 1,02	— 40,2
6	59	0,374	6,32	56,5	0,56	9,95	55,1	— 0,187	— 3,38	54,2	⊖	⊖	50,8	⊖	⊖	50,5	— 0,261	— 5,18
9	72,5	2,8	38,6	70	3,17	45,5	69,5	2,05	29,6	68	2,05	30,2	62,8	1,87	29,8	62,8	0,131	20,8
12	83,5	5,98	72	81,8	6,53	80	81,8	5,4	66,2	81,2	5,1	62,3	76	5,6	74	76	4,48	59,2
15	94	10,85	113	92	10,08	110	90,5	9,5	106	89,1	9,5	107	84,2	8,95	106	84	8,4	100
18	100,8	15,7	155,5	99,3	14,8	148,5	97,5	14,2	145,5	97,4	14	143,5	92,7	13,8	149	92	12,86	140,3
21	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	95	18,9	199	95	18,9	199

Zahlentafel 4.

α^0	$\beta = \pm 0^0$			$\beta = \pm 4^0$						$\beta = + 5^0$						$\beta = \pm 7^0\,30'$					
	$\beta_1 = \pm 0^0$			$\beta_1 = \pm 9^0$						$\beta_1 = + 12^0$						$\beta_1 = \pm 15^0$					
	$n = 0^0$ (Ruhe)			$n = 36{,}4$ min			50 min			$n = 35{,}3$ min			48 min			$n = 29{,}2$ min			33,3 min		
	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$
0	45,6	2,16	51,7	41,6	1,68	41,3	41,6	1,87	45,9	39,6	1,3	33	38,9	1,68	43,2	38,5	0,75	19,4	37,7	0,935	24,8
3	62,3	2,84	45,5	62,8	1,5	24,2	62,8	1,68	27,3	60,5	1,12	18,6	59,4	1,3	22	59,8	0,75	12,5	58	0,75	12,9
6	82,1	4,22	51,5	80	3,74	46,5	79,9	3,92	49	77,5	2,8	36,2	76,5	3,17	41,5	75,8	2,8	37,1	74	2,43	32,8
9	99	6,53	66	96	6,18	64,2	96	6,55	68	92	6,55	71	91,5	6,9	75,5	89	6,55	73,5	89	6,35	71,5
12	108,8	9,7	89,5	106	11,8	111	106	11,75	111	100	12,3	123,5	99,5	12,3	124	98	12,3	126,5	94	11,95	123
15	116	15,7	135,5	111,1	19,2	173	111	19,2	173	105,5	18,3	174	105	18,7	178	102	18,1	177	101,5	18,3	182,5
18	114	25,2	221	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—

α^0	$\beta = \pm 9^0$						$\beta = \pm 11^0$						$\beta = \pm 12^0\,30'$					
	$\beta_1 = \pm 18^0$						$\beta_1 = \pm 21^0$						$\beta_1 = \pm 24^0$					
	$n = 22{,}6$ min			32,4 min			$n = 22{,}6$ min			38,7 min			$n = 23$ min			30 min		
	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$	$100\,c_A$	$100\,c_W$	$1000\,\varepsilon$
0	35	0,743	21,25	35	0,485	13,8	35,8	1,12	31,3	35,8	0,935	26	30,6	0,743	24,4	31,4	0,743	23,8
3	52,2	1,12	21,4	52,2	0,86	16,4	52,2	0,935	17,8	51,5	0,75	14,5	46,7	0,935	20	47,5	0,935	19,7
6	70	2,61	37,5	69,5	2,8	40,3	68,8	3,0	43,5	68	2,6	38,4	63,1	3,0	47,4	64	2,8	43,9
9	86,3	7,28	86,7	86,8	7,2	83	82	6,72	82,2	81,2	6,18	76	78	6,55	84	78	6,55	84
12	94,3	12,3	131	94,5	12,15	128,5	92	11,95	130	90,5	11,4	126	88	11,8	133,5	88	11,8	133,5
15	102	18,7	185	100,3	18,7	186	98	17,95	183	97	17,95	185	97	17,4	179,5	97	17,4	179,5

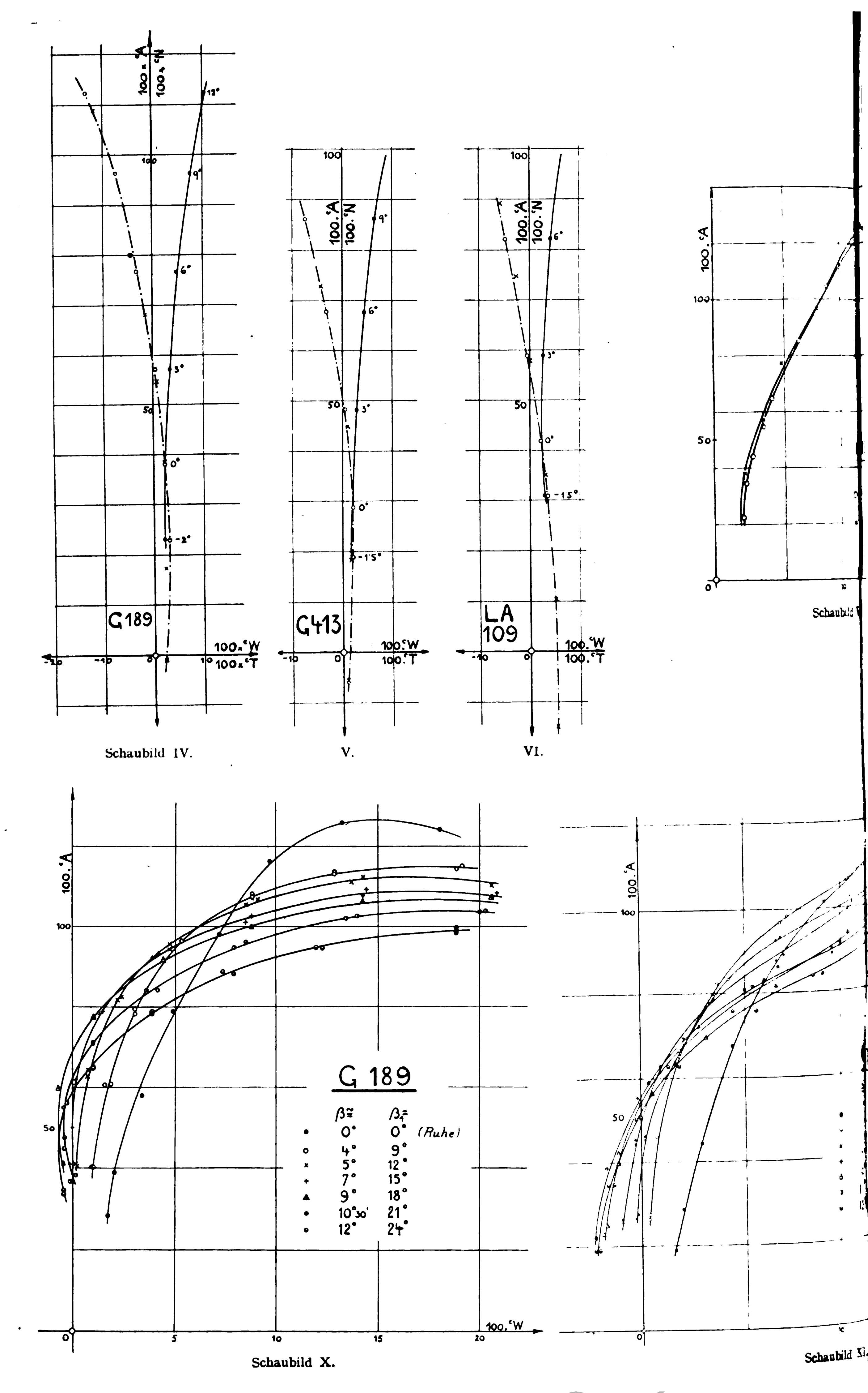
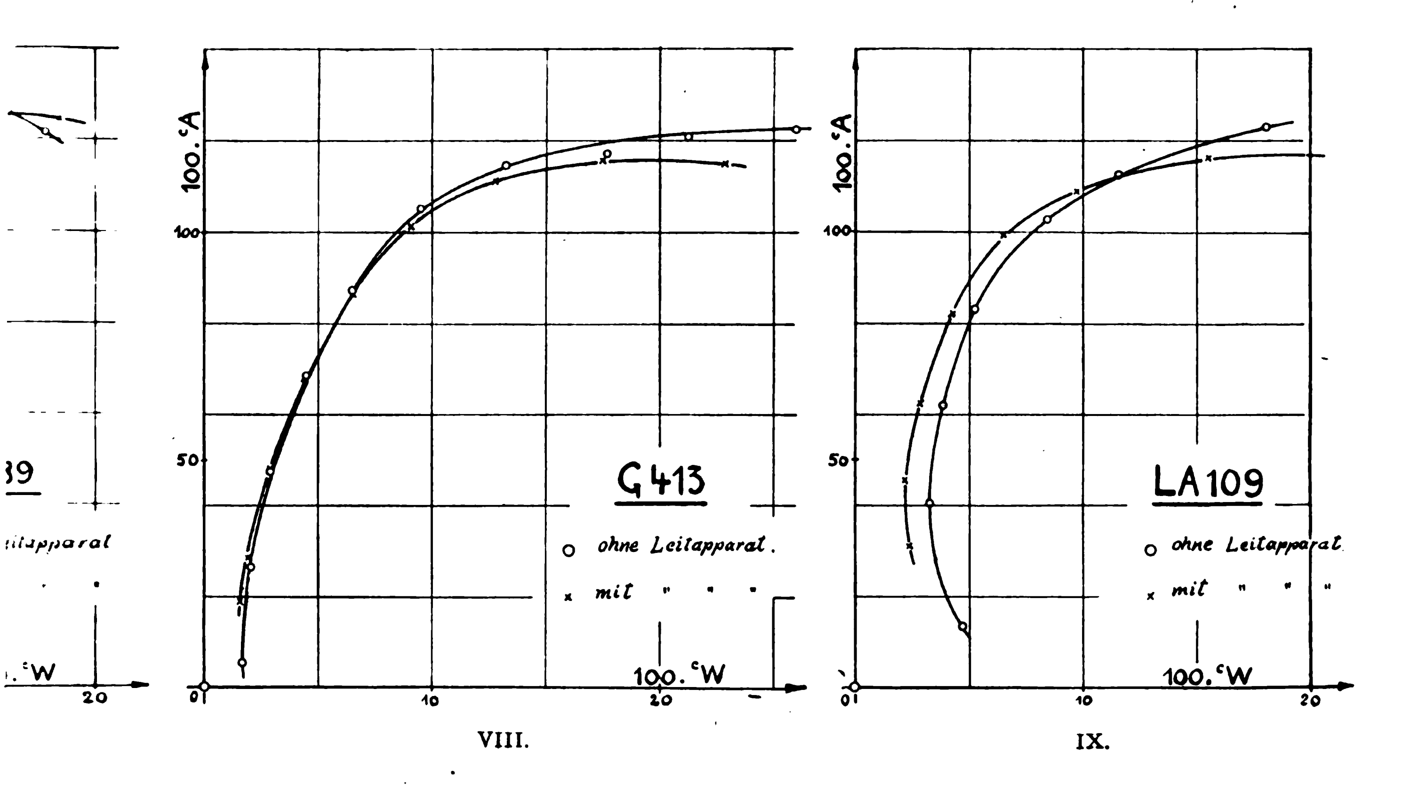


Schaubild IV. V. VI.

Schaubild X.



VIII.

IX.

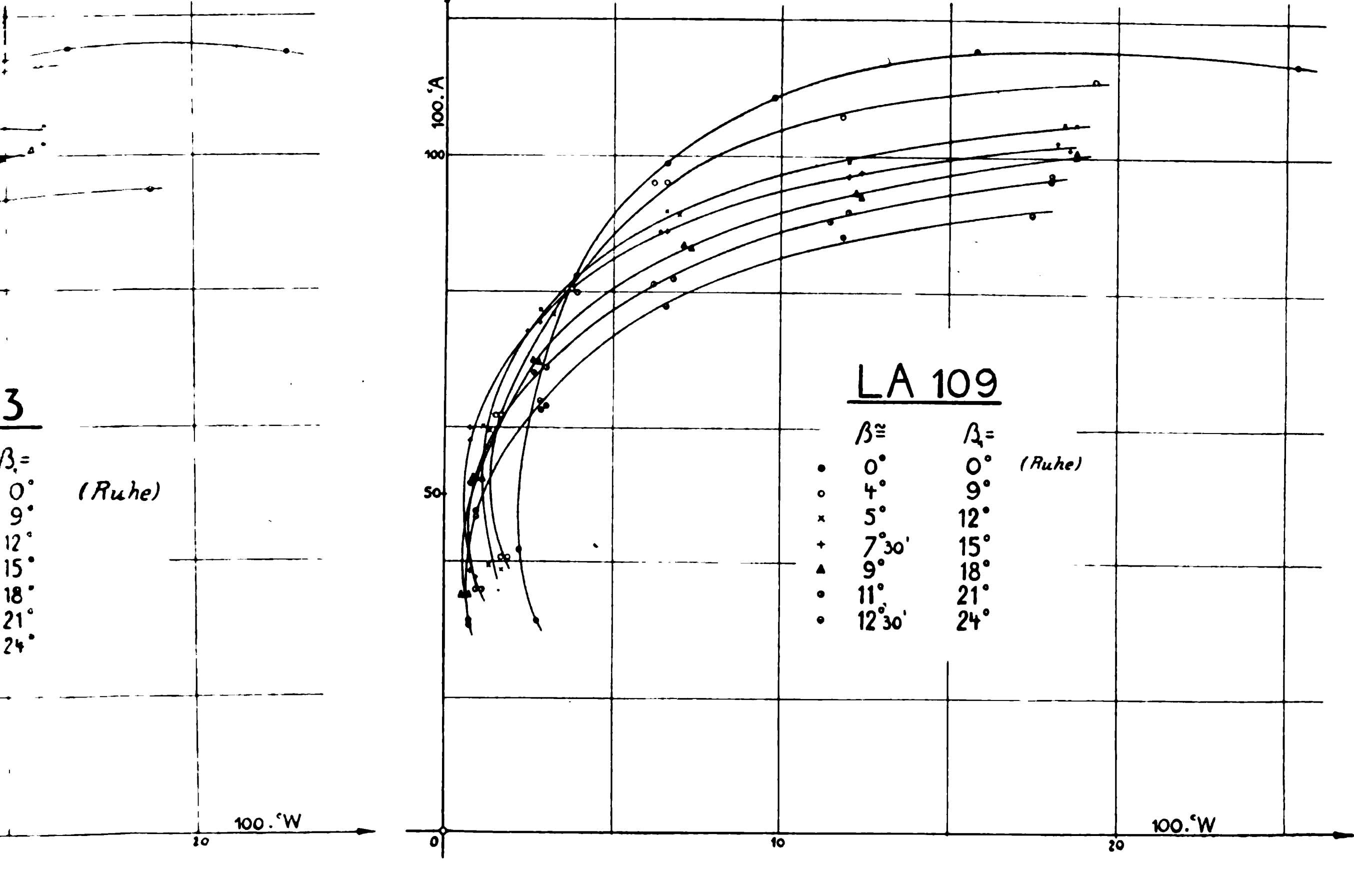


Schaubild XII.

Wie oben erwähnt, erfolgte die Messung des Staudruckes mit Hilfe eines mitpendelnden Hakenrohrs (Pitotrohr). Seine Angaben wurden bei verschwenktem und festgehaltenen Leitapparat mit einem Kontrollrohr und einem zweiten Mikromanometer verglichen und sowohl die Zulässigkeit dieser Meßart, als auch die Gleichmäßigkeit der Geschwindigkeitsverteilung im Luftstrahl festgestellt. Es ist klar, daß bei der Schwingung des Leitapparates Pulsationen der Strömungsgeschwindigkeit in der Strömungsrichtung auftreten mußten; diese konnten bisher mit einfachen Mitteln nicht quantitativ bestimmt werden. Die Schwingungen konnten jedoch nicht erheblich sein, da die beiden Manometer während der Messung nur geringfügig pendelten.

Die schärfste Prüfung der Zulässigkeit des Leitapparates bestand wohl darin, daß durch schrittweises Verdrehen der Leitflächen 1—4 bei festgestelltem Modell u n m i t t e l b a r die Normal- und Tangentialkraft-Schaulinien des Flügelmodelles aufgenommen werden konnten, da auf obige Art die Änderung des Anstellwinkels durch Änderung der Geschwindigkeitsrichtung erzielt wurde und mit den beiden Wägeeinrichtungen stets die Luftkraftkomponenten senkrecht und parallel zur Flügelsehne unmittelbar gewogen werden konnten. Ein Vergleich der auf diese Art bestimmten N-T-Linie mit der aus der A-W-Linie gewonnenen ergibt eine bemerkenswerte Übereinstimmung der beiden Linien, wie dies aus den Schaubildern IV, V und VI für die drei untersuchten Profile Abb. 3a, 3b und 3c zu ersehen ist. Darin zeigen die geringelten Punkte die durch Ableitung aus der A-W-Linie gewonnenen Werte an, die mit Kreuzen bezeichneten entsprechen den unmittelbar gewogenen Werten.

Zu den Versuchen wurde nicht nur das Modell G 189 und G 413, sondern auch das in Abb. 3c dargestellte dritte Profil LA 109 verwendet[1]). Letzteres hatte die im Wiener Institut stets angewendete Normalgröße 900 × 150 mm. Neben zwei »dicken« Profilformen verschiedener Abmessungen jedoch gleichen Seitenverhältnisses, wurde demnach auch ein »dünnes« erprobt. Alle Messungen wurden bei einem Staudruck von 20 mm WS ausgeführt. Jedes Modell wurde bei sechs verschieden großen Werten der Richtungsänderungen des Luftstrahles angeblasen und zwar je wieder bei mindestens zwei verschieden hohen Schwingungszahlen des Strahles. Hiebei wurden die Anstellwinkel α des Modelles von 0^0 bis 15^0 (18^0) von 3^0 zu 3^0 geändert. Da die Pendelungen des Leitapparates symmetrisch um die durch die Richtung der Haltedrähte i des Modelles festgelegte Nullrichtung—Rücktriebrichtung — erfolgte, konnten unmittelbar die Auftrieb- und Rücktriebwerte gewogen werden. Jedes Modell wurde sowohl mit stillstehendem, als auch bei ausgebautem Leitapparat angeblasen. Diese Versuche ergaben die bekannte Erscheinung der Verbesserung der aerodynamischen Eigenschaften eines Flügelmodelles mit zunehmender Turbulenz des Versuchsstrahles; die Schaubilder VII bis IX vereinigen diese Ergebnisse.

Die Zahlentafel 2 und das Schaubild X geben über das Verhalten des Profiles G 189 (Abb. 3a), die Zahlentafel 3 und das Schaubild XI über das Verhalten des Profiles G 413 (Abb. 3b) und Zahlentafel 4 und Schaubild XII über jenes des Profiles LA 109 (Abb. 3c) bei p e n d e l n d e m Luftstrahl Aufschluß.

[1]) Profil: G 413 entstammt aus der: 1. Lieferung der Ergebnisse der Aerod. Versuchsanstalt Göttingen, Seite 78; Profil: LA 109 ist eine Nachbildung einer Flügelrippe, die von einem erbeuteten Anatra-Doppeldecker (Unterflügel) stammte.

In jedem Schaubild ist zu leichterem Vergleich die A-W-Linie des betreffenden Profiles für ruhenden Leitapparat eingetragen.

Die Betrachtung der Ergebnisse zeigt zunächst, daß die Wirkung eines mit periodischen Richtungsänderungen fließenden Luftstrahles auf ein Flügelmodell eine ganz a n d e r e ist, als die des mechanischen Analogons, des pendelnden Modelles im stetig gerichtet fließenden Luftstrahl. Alle untersuchten Profilformen zeigen gemeinsam eine wesentliche A b n a h m e des Rücktriebes, die allerdings mit einer Abnahme des Auftriebes verbunden ist, welche jedoch zu mindestens für das Gebiet der kleinen Anstellwinkel α nicht ausreicht, die Gleitzahlen ε zu verschlechtern. Bei den beiden »dicken« Profilen konnte wiederholt ein n e g a t i v e r Rücktrieb bei positivem Auftrieb gemessen werden, dem also ansteigender Vorwärtsflug entspricht. Die untersuchten Modelle zeigen ferner gemeinsam, daß sich mit zunehmender Größe der Richtungsänderungen des anströmenden Luftstrahles die aerodynamischen Konstanten des Modelles in obigem Sinne verbessern, wenngleich

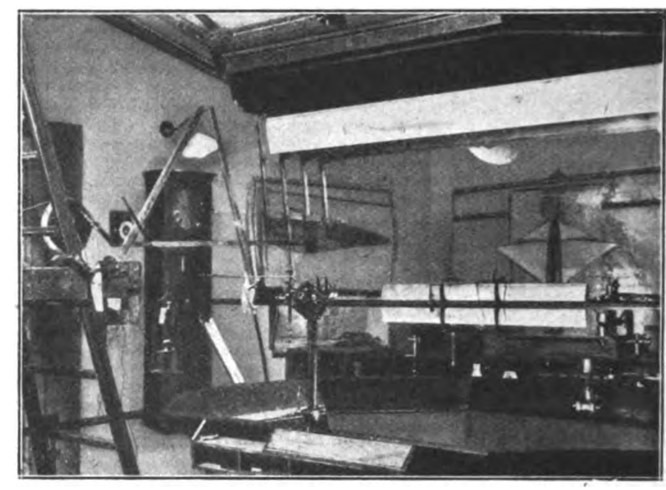


Abb. 8.

dieser Erscheinung eine obere Grenze gezogen scheint, da z. B. das Profil G 189 ab einem Pendelwinkel $\beta \cong \pm 9^0$, Profil G 413 ab $\beta \cong \pm 11^0$ und Profil LA 109 ab $\beta \cong \pm 12^0$ eine neuerliche Zunahme des Rücktriebes bei weiterer Abnahme des Auftriebes zeigen. Den Einfluß der minutlichen Schwingungszahlen des Luftstrahles anlangend, konnte festgestellt werden, daß dieser von geringer Bedeutung ist, wie dies insbesonders aus der Zahlentafel 5 hervorgeht, die sich auf das Profil G 189 bezieht, das der Reihe nach mit 27,3, 43,0, 100,0 und 106,0 vollen Schwingungen der Strahlrichtung in der Minute angeblasen wurde. Anderseits zeigen die Meßwerte des Profiles G 413, daß bei kleiner Schwingungszahl etwas höhere Auftriebe, aber auch größere Rücktriebe beobachtet werden konnten. Ähnliches zeigt auch Profil LA 109. In den Schaubildern X bis XII wurden die A-W-Linienzüge nur als Mittelwerte aus den Meßwerten für verschiedene Schwingungszahlen eingezeichnet. Bemerkenswert ist, daß die obengenannten Erscheinungen schon bei relativ kleinen Verdrehungswinkeln der Strahlrichtung hervortritt und auch schon 30 Schwingungen in der Minute, also eine Periodendauer von 2 s für eine volle Schwingung hinreicht, eine wesentliche Verbesserung der aerodynamischen Eigenschaften einer Profilform zu erzielen.

Zahlentafel 5.

Schwingungswinkel des Luftstromes $\beta^0 = \pm 5^0$

Schwingungswinkel des Leitapparates $\beta_1{}^0 = \pm 12^0$

Schwingungszahl n	27,3			43,0			100,0			106,0 i. d. Minute		
α^0	$100\, c_A$	$100\, c_W$	$1000\, \varepsilon$	$100\, c_A$	$100\, c_W$	$1000\, \varepsilon$	$100\, c_A$	$100\, c_W$	$1000\, \varepsilon$	$100\, c_A$	$100\, c_W$	$1000\, \varepsilon$
0	43,9	0,1735	3,95	43,4	0,1735	4,0	41,6	0,1735	4,16	46	0,1735	4,16
3	64	0,75	11,7	62,5	0,75	12,02	60	1,104	17,3	60,9	1,104	17,15
6	82	2,36	28,85	81,6	2,2	27	78,5	2,2	27,95	79,2	2,49	31,4
9	95,3	4,8	50,3	94,2	4,21	44,8	93,5	4,8	51,2	94,7	4,8	50,5
12	106,2	9,25	85,8	105,0	8,55	81,4	103,5	8,84	85,5	104,5	8,84	84,5
15	112	14,3	128	111	13,78	124	112	13,45	162	112,6	13,8	122
18	109,9	20,65	188	109,9	20,6	188,5	111,5	20,18	180	112	20,65	184,2

Obgleich die Versuche der Gruppe I zeigten, daß kein praktischer Nutzen erreichbar ist, wenn man den aerodynamisch wirksamen Anstellwinkel eines Flügels in stetig gerichtet strömender Luft periodisch verändert, wurden dennoch mit dem Modell G 413 »kombinierte« Schwingungsversuche angestellt. Hiebei pendelte nicht nur das Flügelmodell jeweils um die Anstellwinkel $\alpha_0 = 0^0$, $+6^0$ und -6^0 mit je $\pm 5^0$ Amplitude, sondern auch der Luftstrahl änderte synchron seine Strömungsrichtung um die Nullstellung $\beta_0 = 0^0$ zwischen den Größtwerten $\beta \simeq \pm 5^0$ (Leitapparatverschwenkung $\beta_1 = \pm 12^0$). Das Lichtbild Abb. 8 zeigt die getroffene Versuchseinrichtung. Das mehrfach erwähnte Kurbelgetriebe trieb nicht nur den Leitapparat an, sondern auch das in Abb. 1 schematisch eingezeichnete Rohr w_2 mit dem Hebel z_2 und der Stoßstange y_2. Die Schwingungen des Modelles und des Luftstrahles waren wohl synchron aber nicht gleichphasig, sondern zeigten infolge der Stangenschränkung den in Abb. 9 wiedergegebenen Verlauf

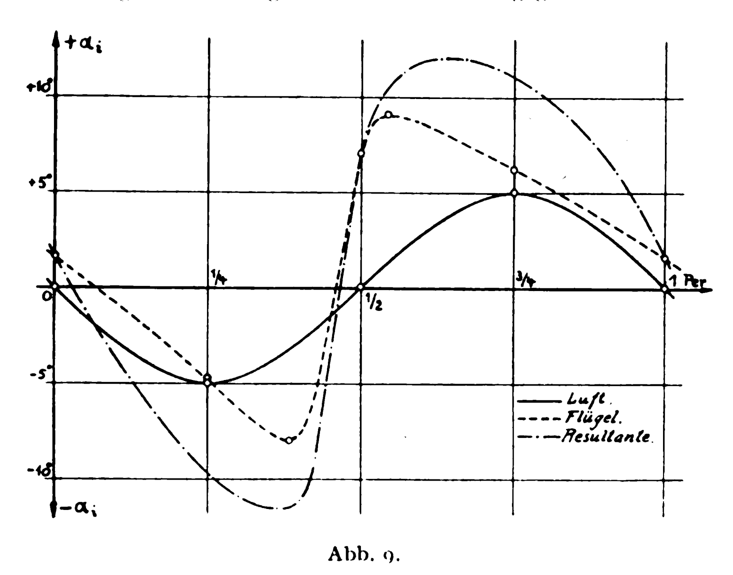


Abb. 9.

der Änderung des aerodynamischen Anstellwinkels α_i. Dem Schaubild ist zu entnehmen, daß sich die Winkelabweichungen des Modelles und Strahles stets derart addierten, daß eine — allerdings nicht harmonische — Schwingung mit je einem Wellental und -berg pro Periode entstand. Gemessen wurden lediglich die Rücktriebe bei $p = 20$ mm WS. Die folgende Zahlentafel 6 zeigt, daß die Wirkung des schwingenden Flügel-

Zahlentafel 6.

Flügel =	ruht	ruht	schwingt	schwingt
Luftstrom =	ruht	schwingt	ruht	schwingt
Mittlerer Anstellwinkel $\alpha_0{}^0$	100 c_W	100 c_W	100 c_W	100 c_W
— 6	4,03	+ 4,00	6,4	6,95
0	1,95	— 0,31	3,21	1,72
+ 6	4,32	1,71	6,2	4,9

modelles auf das Endergebnis auch hier ungünstig ist. Die Verstärkung der Änderungen von α_i durch synchrone Verdrehungen des Flügels selbst sind demnach aerodynamisch nicht gleichwertig mit einer stärkeren Richtungsänderung des anströmenden Luftstrahles.

Die Versuche sind noch lange nicht abgeschlossen. So wurden zunächst noch keine Stabilitätsuntersuchungen angestellt, wie auch die Versuchsmethode selbst zu verfeinern wäre. Zusammenfassend läßt sich doch schon jetzt feststellen, daß die Wirkung strömender Luft, deren Geschwindigkeitsrichtung ständig periodischen Änderungen unterworfen ist, auf Flügelprofile außerordentlich günstig ist. Die Ergebnisse zeigen weiter, daß Profilformen, welche im stetig strömenden Luftstrahle praktisch günstige Eigenschaften aufweisen, im schwingenden Strahl noch günstiger wirken, daß aber auch Profile mit hohen Rücktriebswerten praktisch wertvoller werden. Periodische Verdrehungen, oder Parallelbewegungen der Flügel im stetig strömenden, oder auch im schwingenden Luftstrahl, haben stets wesentliche Verschlechterungen der aerodynamischen Eigenschaften zur Folge.

Dieser Bericht soll nicht geschlossen werden, ohne für das freundliche Entgegenkommen des Institutsleiters, Herrn Prof. R. Knoller, zu danken und auch dem Präsidium des Österr. Aeroklubs für die Überweisung einer namhaften materiellen Unterstützung zur Durchführung der Versuche den besten Dank auszusprechen.

Gegen die Gründung neuer Hochschulen.

Tageszeitungen wußten seit längerer Zeit zu berichten, in Thüringen wolle man eine neue Hochschule für Wirtschaft, Verwaltung und Technik errichten. Niemand, der etwas von der großen Verantwortung in sich fühlt, in dieser schwersten Zeit unseres Vaterlandes die bestehenden Stätten deutscher Wissenschaft und Technik zu erhalten, niemand, der die immer dringender werdenden Aufrufe der großen Wirtschaftsverbände um Spenden für das noch Bestehende gelesen hat, konnte solche Pläne für ernst ansehen. Inzwischen hat sich in Eisenach eine Thüringische Hochschulgesellschaft gebildet, deren Vorstand der Eisenacher Oberbürgermeister und zwei Eisenacher Industrielle bilden, während in dem Leiter der Propaganda Dr. Paul Posener-Wolfskehl wohl zugleich der Ausarbeiter des Planes und Leiter der Hochschule zu sehen ist. Das »amtliche Organ« der neuen Gesellschaft enthält das Programm der neuen Hochschule, das folgende Ausbildungsziele aufführt:

a) Diplomkaufmann (Industrie-, Bank-, Auslandskaufmann); Ingenieurkaufmann; Handelslehrer; Gewerbelehrer.

b) Diplomvolkswirt; Diplomstatistiker; Diplom-Verkehrsingenieur; Diplom-Versicherungsingenieur; Diplom-Gewerbeingenieur.

c) Wirtschaftsassessor; Steueranwalt; Verbandsanwalt; Diplom-Kriminalingenieur.

d) Diplom-Chemiker; Betriebschemiker; Ingenieurchemiker; Diplom-Maschinenbauingenieur; Diplom-Hütteningenieur.

Als akademische Grade sollen erworben werden können:
a) der Doctor scientiarum oeconomicarum,
b) der Doctor rerum administrativarum,
c) der Doctor rerum technicarum.

Als wissenschaftliche Institute sollen geschaffen werden: ein Materialprüfungsamt, eine Steuerauskunftei, ein Privatwirtschaftsarchiv, ein Archiv der Fachpresse, ein Archiv der Verbände und Vereine, ein Archiv der Gerichtsentscheidungen und Zeitschriften-Aufsätze, ein technologisches Archiv.

Er scheint uns überflüssig hier etwas hinzuzufügen. Die Sache kennzeichnet sich zur Genüge selbst.

Das Ordinarium soll 3,302 Mill. M. jährlich betragen. Das Extraordinarium beträgt 3,91 Mill. M.

Die neue Hochschule, von der das »amtliche Organ« selbst sagt, daß sie vielen Studierenden »nichts anderes bedeuten wird als eine Handelshochschule oder eine Technische Hochschule«, soll nach Zeitungsmeldungen am 27. April ds. Js. in Eisenach eröffnet werden.

Angesichts dieses Vorgehens Eisenacher Kreise erklären wir im Namen und Auftrag aller maßgebenden technisch-wissenschaftlichen Vereine und Verbände Deutschlands, die wir vertreten, daß jedes Bedürfnis nach einer solchen neuen Bildungsanstalt unbedingt zu verneinen ist. Die vorhandenen Universitäten, technischen Hochschulen und Handelshochschulen reichen mit ihrer zum Teil noch nicht einmal ausgebauten Bildungsmöglichkeit vollständig aus, jedem berechtigten Bildungsbedürfnis gerecht zu werden. Auf den vorhandenen Bildungsstätten sind, in Übereinstimmung mit den großen, führenden Wirtschaftsverbänden, alle nur irgendwie verfügbaren Mittel unserer Erwerbsstände zu konzentrieren. Solange diese Mittel noch nicht einmal entfernt genügen, um das Notwendigste für unsere wissenschaftlichen Hochschulstätten zu beschaffen, bedeutet die Neugründung einer Hochschule, für die jedes Bedürfnis verneint werden muß, eine unverantwortliche Schädigung der großen wissenschaftlichen Aufgaben. Wir sind der Überzeugung, daß auch alle anderen für die Erhaltung der hohen Leistung deutscher Wissenschaft und Technik eintretenden Kreise die vorher gekennzeichneten Bestrebungen nach Gründung der neuen Hochschule in Eisenach aufs schärfste ablehnen werden.

Deutscher Verband Technisch-Wissenschaftlicher Vereine e. V.

Der Vorsitzende. Prof. Dr.-Ing. e. h. Klingenberg, Geh. Baurat.

Der Direktor. Dr.-Ing. e. h. Thiele.

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten, auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Segelflugwettbewerbsbedingungen wurden auf dem im November v. Js. in Paris abgehaltenen französischen Segelflugkongreß festgesetzt. Die Teilnahme am Wettbewerb ist jedem motorlosen Flugzeug gestattet. Eine technische Kommission prüft die angemeldeten Fahrzeuge auf ihre Sicherheit und entscheidet über die Zulassung. Die Teilnehmer müssen vor dem Wettbewerb bereits ein Flugminimum von 100 m oder 10 s oder in mehreren Flügen zusammen 400 m oder 40 s aufweisen. Der Kongreß stellte für die Wettbewerbe folgende Grundsätze auf:

1. Größte Flugdauer, Einzelflug, Minimum 5 min.
2. Gesamtdauer: Summe aller Flüge von mindestens 30 s Dauer.
3. Ziellandung bei einem von drei Unparteiischen bestimmten Punkte.
4. Größte Höhe über dem Abflugpunkt.
5. Entfernung in der geraden Linie auf der Karte gemessen zwischen Abflug- und Landungspunkt, Minimum 2 km.
6. Planflug, d. h. größte Flugdauer zwischen dem Augenblick des Abflugs und dem Augenblick, in welchem das Flugzeug zum letzten Male unter die Horizontale sinkt.
7. Rundflug von längster Dauer.

(L'Aéronautique, Paris, 12. 21.) **22/11. 12.**

Italienische Flugwettbewerbe finden im September d. Js. um den tyrrhenischen Pokal und den italienischen Grand Prix statt. Für einen Fallschirmwettbewerb sollen 500000 Lire und für einen Freiballonwettbewerb 30000 Lire ausgesetzt werden. Alle Wettbewerbe sind international.

(Aerial Age, New York, 6. 2. 22.) **22/12. 7.**

Deutschland.

Vorlesungen über Luftfahrwesen (vgl. ZFM 1922, S. 52/53). Ergänzende Mitteilung: A) Vorlesungen an der Technischen Hochschule Berlin-Charlottenburg:

a) Im Wintersemester 1921/1922 sind gehalten worden:
1. v. Parseval: Motorluftschiffe, 2 h V.
2. v. Parseval: Flugzeuge, 2 h V.
3. v. Parseval und Everling: Übungen im Flugzeugbau, Üb. 2 h.
4. Everling: Hydrodynamische Grundlagen des Flugzeugbaues, 1 h V.
5. Everling: Flugzeugprüfung, 1 h V.
6. Schaffran: Luft- und Wasserpropelleruntersuchungen, 2 h V.
7. Hamel: Theoretische Mechanik III (Bewegungen von Wasser und Luft, mit Anwendungen auf die Flugtechnik), 2 h V.
8. Kaßner: Technische Meteorologie, 1 h V.

b) Im Sommersemester 1922 sind angekündigt:
1. v. Parseval: Flugzeuge, 2 h V.
2. v. Parseval und Everling: Übungen im Flugzeugbau, 2 h Üb. nach Verabredung.
3. Everling: Kreiselinstrumente, 1 h V.
4. Everling: Mechanische Grundlagen des Flugzeugbaues, 1 h V.
5. Schaffran: Luft- und Wasserpropelleruntersuchungen, 2 h V.
6. Fuchs: Einführung in die Aerodynamik, 2 h V.
7. Hamel: Theoretische Mechanik IV (Zähe Flüssigkeiten, Wirbelablösung), 2 h V.
8. Kaßner: Die Erforschung der höheren Luftschichten; ihre Ergebnisse für Luftschiffahrt und Flugtechnik, 1 h V.

B) Universität Göttingen: Für das Sommersemester 1922 ist angekündigt:
Prandtl: Aerodynamik, 4 h V.

Der Luftverkehr während des Verkehrsstreiks (Februar 1922). Während des Verkehrsstreiks sind in der Zeit vom 3. bis 9. Februar 1922 von den Luftverkehrsunternehmen folgende Strecken geflogen und an Personen, Post und Gepäck befördert worden:

Lfd. Nr.	Unternehmen	km	Beförderte Personen	Mitgegebene Post: Briefe kg	Zeitungen kg	Pakete kg	Sonstiges Gepäck und Gut (nicht mit der Post aufgegeben) kg
1	Deutsche Luftreederei	9 165	14	3363,750	226,000	3,000	80,000
2	Lloyd Luftverkehr Sablatnig	3 000	5	1038,500	—	—	—
3	Lloyd-Ostflug	584	2	251,000	—	—	—
4	Deutscher Luft-Lloyd	2 928	—	1585,500	—	—	—
5	Junkers-Werke Dessau	1 110	1	15,000	—	—	—
6	Bayerische Rumpler-Werke	2 604	4	415,500	—	—	—
	Zusammen	19 391	26	6669,250	226,000	3,000	80,000

22/12. 3.

Weltluftverkehr.

Eine Konferenz der I. A. T. A. (International Air Traffic Association) fand in der Zeit vom 20. bis 24. Februar d. Js. im Haag statt. Vertreten waren Deutschland, Holland, Dänemark, Schweden, Norwegen, Danzig, Belgien und Frankreich. England, das die vorhergehende Konferenz beschickt hatte, fehlte diesmal. Zweck der Besprechung war, die internationalen Flugpläne für die kommende Flugzeit festzusetzen.

(Telegraaf, Amsterdam, 24. 2. 1922.) **22/11. 4.**

Statistik der Passagierbeförderung auf der Strecke Großbritannien—Kontinent.
(April 1920 bis September 1921 einschl.)

Zeitraum	Zahl der beförderten Fluggäste nach der Nationalität des Fahrzeugs: Britisch	Französisch	Belgisch	Holländisch	Andere Länder	Summe
April 1921	408	338	56	35	—	837
Mai 1921	559	470	64	64	—	1 157
Juni 1921	686	746	81	58	—	1 571
Juli 1921	841	766	131	110	—	1 848
August 1921	920	817	195	97	2	2 021
September 1921	592	362	80	56	7	1 097
Summe:	4 006	3 499	597	420	9	8 531
Oktober 1920 bis März 1921	1 418	525	79	—	1	2 023
April 1920 bis September 1921	4 336	312	49	—	—	4 697

(Brit. halbj. Bericht 1921.) **21/11. 6.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugzeugbau. Wissenschaftliche und technische Forschungen der aerodynamischen Versuchsanstalten (L'Evolution de L'Aviation moderne et les Recherches expérimentales et techniques des Laboratoires aérodynamiques). — A. Toussaint, L'Aérophile, Bd. 29, Nr. 21/22, 1./15. Nov. 1921, S. 343/345 (6 Sp., o. Abb.).

Gute Flügel mit neuzeitlichen, guten Profilen zeigen kaum noch Randwiderstände und gewährleisten einen denkbar glatten Luftabfluß innerhalb des verwendbaren Anstellwinkelbereiches. Vielfach ist für die Formgebung der Profile die Theorie maßgebend gewesen.

Die Luftreibung an den tragenden Flächen darf keineswegs vernachlässigt werden. 1 m² Tragfläche eines Flugzeuges von 100 m/s (360 km/h) Geschwindigkeit erfordert zur Bewältigung der Luftreibung allein 8 PS motorischer Leistung, wenn eine sehr glatte Oberfläche vorausgesetzt wird. Der Glätte der Flügelflächen und der Oberflächen der anderen Teile muß daher große Beachtung geschenkt werden. Flügelbekleidungen aus Metall oder Holz, wie sie in Zukunft üblich sein werden, müssen gleichfalls äußerst glatt gestaltet werden. Bei langsameren Flugzeugen ist das allerdings von weniger großer Bedeutung. Induzierte Widerstände von Tragwerken können jetzt bequem vorausberechnet werden. Die Beeinflussung der einzelnen Flugzeugteile sind durch Versuche weniger bekannt. Der Schraubenstrahl spielt dabei eine große Rolle. Die Arbeit der Versuchsanstalten erspart viele Fehlkonstruktionen. Leider fehlen zu umfassenden Versuchen die nötigen Geldmittel. W. **22/11. 21.**

Flugzeugbeschreibung. Junkers 4000 PS-Riesenflugboot (Entwurf). — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 22, Nr. 8, 22. Febr. 1922, S. 130 (3 Übersichtsskizzen mit Text).

Eindeckerflugboot mit hochgelegtem, dickem und freitragendem Flügel, in dem vier 1000 PS-Junkersmotoren mit gegenüberliegenden Zylindern (Zweitakt mit Brennstoffeinspritzung) gelagert sind. Motoren treiben vier Zugschrauben an und sind nach der Mitte zu zusammengerückt. Metallbauart der bekannten Junkers-Ausführung. Am äußeren Flügelteil schräg angesetzte, schmale Querruder. Ruder nicht entlastet. Das sehr breite Boot trägt an der Oberkante schmale Gleitflossen von großer Spannweite, die gegen den Oberflügel doppelreihig verstrebt sind, so daß das Ganze den Eindruck eines Doppeldeckers mit geringem Flügelabstand und sehr kleinem Unterflügel bietet.

Motoren: vier Junkers-Zweitakt, je	1000 PS
Gesamtleistung	4000 »
Spannweite	80 m
Flügeltiefe innen	12 »
Flügeldicke innen	2,4 »
Länge	38 »
Höhe	9 »
Spannweite des Höhenleitwerkes	10 »
Tragfläche	1000 m²
Fluggewicht	48 t
Flächenbelastung	48 kg/m²
Leistungsbelastung	12 kg/PS

W. **22/11. 22.**

Flugzeugbeschreibung. Neuer Fairey-Seedoppeldecker mit Verstellflügel. — The Aeroplane, Bd. 22, Nr. 2, 11. Jan. 1922, S. 38 (½ Sp., o. Abb.); The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 22, Nr. 3, 18. Jan. 1922, S. 50 (1½ Sp., 3 Lichtb.).

Zweischwimmer-Doppeldecker für Dauer- und Frachtflüge, dreistielig, ähnelt dem Fairey 3 D-Seeflugzeug, besitzt aber größere Spannweite, mehr Tragfläche und nebeneinanderliegende Sitze für Führer und Fluggast. Flugleistungen und Seefähigkeit sehr befriedigend. Ohrenkühler am Rumpf. Zwei seitliche Stützschwimmer unter dem äußersten Stielpaar und ein Schwanzschwimmer, außerdem zwei Hilfsschwimmer unter dem inneren Stielpaar, die für die besondere Verwendung des Flugzeuges, über die nicht gesprochen werden darf, erforderlich sind (Marineflugzeug).

Motor: Rolls-Royce-»Eagle«	360 PS
Spannweite rd.	18,9 m
Nutzlast	1,4 t
Fluggewicht	3,27 »
Leistungsbelastung (360 PS)	9,1 kg/PS
Höchstgeschwindigkeit	160 km/h
Durchschnittsgeschwindigkeit	130 »
Landegeschwindigkeit	78 »
Steiggeschwindigkeit am Boden	107 m/min

W. **22/11. 24.**

Flugzeugbeschreibung. Neueste Ausführung des Martin-Zweimotoren-Bombenflugzeuges. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 22, Nr. 4, 25. Jan. 1922, S. 66 (2 Lichtb. mit Text).

Vgl. ZFM 1920, S. 230. Dreistieliger Doppeldecker mit seitlich des Rumpfes auf dem Unterflügel angeordneten Motoren, die zwei Zugschrauben antreiben. Spannweite und Tragfläche gegen die alte Ausführung vergrößert, Motoren jetzt unmittelbar auf dem Unterflügel gelagert. Doppelradfahrgestell unter jedem Motor durch Einzelrad mit Kotflügel ersetzt. 4 Mann Besatzung mit 5 M.G.

Motoren: zwei Liberty, je	400 PS
Gesamtleistung	800 »
Spannweite in beiden Flügeln	22,6 m
Ganze Länge	13,3 »
Höhe	4,72 »
Tragfläche	104 m²
Leergewicht	3,2 t
Nutzlast	2,3 »
Fluggewicht bei voller Belastung	5,5 »
Bombenlast	1,46 »
Flächenbelastung	53 kg/m²
Leistungsbelastung (800 PS)	6,85 kg/PS
Höchstgeschwindigkeit	172 km/h
Landegeschwindigkeit	97 »
Steigzeit auf 1,52 km Höhe	10 min
Flugbereich	800 km

W. **22/11. 25.**

Flugzeugbeschreibung. Ricci R. 6 und R. 9-Sportdreidecker. — L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 31, Dez. 1921, S. 495 (2 Sp., 2 Skizz., 2 Lichtb.).

Vgl. ZFM 1920, S. 77. Halbstielige, verspannte Dreidecker mit I-Stiel. Einfache Holzbauart. Elastische Flügelhinterkante. Flügel mit nur einem Hauptholm. Ruder nicht entlastet; Querruder anscheinend nur in Ober- und Unterflügel. Alle Flügel mit gleicher Spannweite und Flügeltiefe. R. 6 ist ein Einsitzer, R. 9 ein Zweisitzer.

Flugzeug		R. 6	R. 9
Motor		Anzani-Sechszyl. 35/40 PS	Rhône 50/60 PS
Spannweite	m	3,45	4,50
Länge	»	3,75	5,0
Tragfläche	m²	11	13
Leergewicht	kg	150	200
Nutzlast	»	110	160
Fluggewicht	»	260	360
Flächenbelastung	kg/m²	23,6	27,5
Leistungsbelastung	kg/PS	6,5	6,0
Kleinstgeschwindigkeit	km/h	40/50	50/60
Höchstgeschwindigkeit	»	140/150	150/160
Flugbereich	km	400	440
Sicherheitszahl (aus Belastungsproben) bei 25 vH Neigung der Zelle		8,5	8,5

W. **22/11. 26.**

Flugzeugbeschreibung. Savoia-23-Schulflugboot. — L'Aéronautique, Bd. 4, Nr. 32, Jan. 1922, S. 25 (½ Sp., o. Abb.).

Zweidecker mit Doppelsteuerung. Neukonstruktion der Società Idrovolanti Alta Italia, bei der auf leichte Ausbesserungsfähigkeit besonderer Wert gelegt ist.

Motor: Isotta-Fraschini	160 PS
Länge	10,0 m
Spannweite	12,44 »
Tragfläche	43,4 m²
Fluggewicht	1,41 t
Geschwindigkeitsbereich	75÷150 km/h

22/11. 27.

Flugzeugbeschreibung. Huff-Daland-Flugzeuge. — Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 22, 6. Febr. 1922, S. 514/515, 522, 531 (5½ Sp., 3 Lichtb., 3 Übersichtsskizzen o. Maßang.), auch L'Air, Bd. 3, Nr. 56, 5. März 1922, S. 22 (2 Sp., 2 Lichtb., 3 Übersichtsskizz. o. Maßangab.).

Huff-Daland-»Petrel« HD-8A mit Curtiss OX-5 wassergekühltem Standmotor und der HD-9A mit luftgekühltem Zehnzyl.-Anzani-Motor sind Schuldoppeldecker und unterscheiden sich hauptsächlich nur durch den Motor und die Rumpfform, die beim »Petrel« HD-8A günstiger ist.

Einstielige, verspannungslose Doppeldecker mit dickem Flügelschnitt (Göttingen 387), größerem Oberflügel und je einem N-Stiel beiderseits (Flugzeuge zeigen eine unverkennbare Anlehnung an Fok D VII! D. Ber.). Ober- und Unterflügel einstielig, gerade und ohne V-Form, besitzen Holme mit Sperrholzwänden, Gitterrippen und Sperrholz-Vorderkante. Hinterkante aus Holz. Sichtausschnitt im Oberflügel. Stahlrohrverstrebung ähnelt der beim Fok D VII. Streben aus Stahlrohr mit Tropfenquerschnitt und in ihrer Länge einstellbar. Hinterholm des Oberflügels an den hochgezogenen und freiliegenden Rumpfoberholmen befestigt. Querruder nur im Oberflügel, ähneln in Größe und Ausführung denen des Fokker-Doppeldeckers und sind am falschen Holm gelagert. Seitenruder hinter Kielflosse und entlastet. Einteiliges, nicht entlastetes Höhenruder hinter schmaler, gerader Höhenflosse mit längerer Vorder- und kürzerer Hinterkante. Quersteuerung mit Stoßstangen im Flügel, Seiten- und Höhensteuerung mit im Rumpf liegenden, 3,2 mm starken Seilen. Knüppelsteuerung. An der Rumpfseite eine Einsteigtür. Gitterrumpf. Der luftgekühlte Anzani-Sternmotor ist wie beim HD-4 am vordersten Stahlrohrspant gelagert und nicht verkleidet. Beim »Petrel« ist der Motor in einem Aufbau aus geschweißten Stahlrohren hinter einem Brandschott untergebracht und zusammen mit dem Rumpfvorderteil leicht abnehmbar. Rechteckiger Bugkühler. Die Benzinbehälter sind in der Vorderkante des Oberflügels gelagert (zwei Behälter von je 42 l Inhalt, die untereinander verbunden sind und ein Schauglas besitzen). Benzinzufluß erfolgt lediglich durch die eigene Schwere und zwar durch die Stiele der Vorderholmabstützung. Ferner große Handpumpe im Führersitz zum bequemen Auffüllen der Tanks. Lehrer und Schüler sitzen dicht hintereinander. Normales Fahrgestell mit Stahlrohrstreben und Kreuzverspannung. Flugeigenschaften haben sehr befriedigt. Besonders auffällig ist es, daß die beiden Doppeldecker sich kaum überziehen lassen (Analogie mit Fok D VII! D. Ber.). Das Landen ist daher recht leicht und der Start sehr kurz.

Ausmaße des HD-9A mit 100 PS-Anzani-Sternmotor entsprechen denen des HD-»Petrel«, der in erster Linie für nichtmilitärische Zwecke bestimmt ist. Der HD-9A besitzt infolge des leichteren Motors ein etwas geringeres Leergewicht und wiegt mit zwei Insassen, Brennstoff für $2^1/_2$ h und Militärausrüstung 778 kg entsprechend einer Leistungsbelastung von 7,78 kg/PS und einer Flächenbelastung von 37 kg/m².

Angaben über den Huff-Daland-»Petrel«-HD-8A:

Motor: Curtiss OX-5	90 PS
Spannweite (Oberflügel)	8,82 m
Spannweite (Unterflügel)	6,55 »
Flügeltiefe (Oberflügel)	1,68 »
Flügeltiefe (Unterflügel)	1,22 »
Flügelabstand (im Mittel)	1,37 »
Staffelung des Oberflügels nach vorn	0,27 »
Flügelschnitt: Göttingen, Profil 387	
Ganze Länge	7,30 »
Ganze Höhe	2,75 »
Einstellwinkel in beiden Flügeln	0°
Tragfläche	21,1 m²
Querruder (2)	1,07 »
Höhenflosse	1,9 »
Höhenruder	1,8 »
Kielflosse	0,7 »
Seitenruder	0,8 »
Leergewicht mit Kühlwasser	510 kg
Drei Insassen	230 »
Betriebsstoffe	70 »
Nutzlast	300 »
Fluggewicht	810 »
Flächenbelastung	38,4 kg/m²
Leistungsbelastung (90 PS)	9,0 kg/PS
Flugdauer bei Vollgas	$2^1/_2$ h
Höchstgeschwindigkeit	237 km/h
Landegeschwindigkeit	50 »
Steiggeschwindigkeit in Meereshöhe	11,3 m/s
Gipfelhöhe	3,1 km

W. **22/12. 17.**

Flugzeugteile. Fairey-Untergestell für Wasserlandflugzeuge, bei dem die Räder nicht hochgeklappt zu werden brauchen. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 22, Nr. 2, 11. Jan. 1922, S. 32 ($1^1/_2$ Sp., o. Abb.).

Die Fairey-Flugzeugwerke bringen ein neues Untergestell für Wasserlandflugzeuge heraus, bei dem die Räder fest gelagert und so angeordnet sind, daß sie das Anwassern in keiner Weise behindern oder gefährden und dabei ein leichtes Starten und Landen auf der Erde gestatten. Das ist als ein sehr wesentlicher Fortschritt anzusehen. Das Rad ist im Schwimmer selbst eingebaut. W. **22/11. 29.**

Flugzeugteile. Flügelstiele beim Bréguet-»Leviathan«-Viermotoren-Doppeldecker. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 22, Nr. 2, 11. Jan. 1922, S. 32 (3 Lichtb. m. Text).

Die Flügelstiele bestehen von vorn gesehen aus zwei nebeneinander angeordneten Rohren mit Tropfenquerschnitt, die in der Mitte am weitesten voneinander entfernt sind und an den Enden zusammenlaufen. Die Abstände der beiden Stielrohre werden durch drei kurze Rohrzwischenstücke mit Tropfenquerschnitt gewahrt. W. **22/11. 30.**

Flugzeugteile. Metallrippen von Gourdou und Lesseurre. — L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 30, Nov. 1921, S. 480 (1 Sp., 1 Abb.).

Die Rippe ist aus Duralumin, hat U-förmige Gurte, in die senkrechte Distanzstücke aus Rohr mit plattgedrückten Enden eingenietet sind. Über Kreuz laufende Diagonalbänder werden in die Rohrenden eingenietet. Hn. **22/11. 31.**

Hubschrauber. Der Pescara-Hubschrauber. — L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 30, Nov. 1921, S. 473 (2 Sp., 1 Abb.).

Der letzte fertiggestellte Apparat unterscheidet sich von seinem Vorgänger durch einen 100 PS-Umlaufmotor. Spannweite 6,4 m. Jeder Flügel ist 2,8 m lang und hat 0,4 mm Breite. Sehr große Spurweite der Räder.

Geplant ist ein Hubschrauber mit Zugschraube und ein weiterer, der mit stehenden Flügeln, deren Anstellwinkel entsprechend eingestellt wird, gleiten kann. Hn. **22/11. 32.**

Hubschrauber. Hansch-Hubschrauber. — L'Air, Bd. 3, Nr. 56, 5. März 1922, S. 16, (7 Zl., ohne nähere Angab.).

Über den holländischen Hansch-Hubschrauber gibt das englische Luftfahrtministerium einige Einzelheiten bekannt. Der Hubschrauber soll 500 km/h erreichen und bei senkrechtem Aufstieg und Landen in der Luft stillstehen können. W. **22/12. 19.**

Luftbildwesen. Die Luftphotographie (La Photographie Aérienne). — André Carlier, L'Aérophile, Bd. 29, Nr. 21/22, 1./15. Nov. 1922, S. 339/342 (8 Sp., 2 Lichtb., 1 Meßtischaufnahme).

Die gebräuchlichen Luftbildkammern reichen für Friedenszwecke noch nicht aus. Verbesserungsvorschläge: Brennweite von 50 cm und Bildgröße von 18 · 24 cm sind beizubehalten; Plattenschlitzverschluß durch besonderen Objektivverschluß und die Platten nach Möglichkeit durch Film ersetzen. Schwierigkeiten bietet das Werfen des Films. Das Luftbild hat für Panoramaaufnahmen und für das Karten- und Vermessungswesen besondere Bedeutung. W. **22/11. 35.**

Luftschiffe. Selbstzündung ausströmenden Wasserstoffes. — Wilhelm Nusselt, Zeitschrift des Vereines Deutscher Ingenieure, Bd. 66, Nr. 9, 4. März 1922, S. 203/206 (7 Sp., 13 Skizz. d. Versuchseinrichtg.). W. Hf. **22/11. 37.**

Materialkunde. Untersuchung der Herstellungsarten von Manganbronze nach (amerikanischer) Flugnorm 11021. — Versuchs-Abteilung der Luftstreitkräfte, Militär-Luftfahrt-Nachrichten (Air Service Information Circular), Bd. 3, Nr. 275, 15. Okt. 1921 (42 Sp., 9 Abb.).

Die chemischen Forderungen der Norm 11021 sind sicher.

Norm 11021:

Kupfer	56—60 vH
Zink	37—41 »
Blei (höchstens)	0,15 »
Härtezusatz (höchstens)	3 »

Verlangte Festigkeit von 5000 kg/cm² bei 15 vH Dehnung kann in der normalen Fabrikation eingehalten werden. Folgende Zusammensetzung empfiehlt sich für Gußstücke von hoher Festigkeit und Widerstandsfähigkeit gegen Ermüdung:

Zink	40,00 vH
Eisen	1,00—1,50 »
Zinn	0,35—0,75 »
Aluminium	0,50—1,00 »
Mangan	0,25—0,50 »
Kupfer	Rest

Es empfiehlt sich als Härtezusatz (in vH des Härtezusatzes):

Kupfer	50 vH
Eisen	28 »
Aluminium	17 »
Mangan	5 »

Hn. **22/11. 38.**

Motorbau. Vergaseranordnung. — Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 17, 2. Jan. 1922 ($1^1/_2$ Sp., 1 Abb.).

Ein Flugzeug mit Hispano Suiza-Motor Muster H wurde so eingerichtet, daß der Führer feststellen konnte, ob die Ansaugluft hinter dem Stirnkühler oder außerhalb der Karosserie entnommen

wurde. Beim Flug in verschiedenen Höhen zeigte sich kein Unterschied in der Motorleistung durch Ändern der Drehzahl. Hn.
22/11. 41.

Motorbau. Luftgekühlte Sternmotoren. — R. Fedden, Flight, Bd. 13, Nr. 50, 15. Dez. 1921, S. 827/831 (9 Sp., 12 Abb.).

Für Leistungen von 300—600 PS aus einer Einheit ist der luftgekühlte Motor am besten. In heißeren Ländern ergeben luftgekühlte Motoren bessere Leistungen als wassergekühlte, wenn die Temperatur der Kühlerrippen 175° C nicht überschreitet. Leichtere Herstellung als bei Reihenmotoren. Die Zylinder des Cosmos »Jupiter« sind aus Stahl mit 63 kg/mm² Festigkeit. Bester Rippenabstand 7,5 mm. Senkrechte Ventile ergeben einfache Kipphebel. Mit Aluminiumzylinderkopf bestes Verdichtungsverhältnis 1 : 5. Zylindertemperatur nicht über 300° C. Ventil nicht heißer als 660—680° C. Ein Zylinder mit 170 mm Bohrung und 180 mm Hub leistet unter obigen Bedingungen 45 PS bei 1600 Umdr./min und 8,2 kg/cm² mittlerem Kolbendruck sowie 52,5 PS bei 1800 Umdr./min u. 8,4 kg/cm² mittlerem Kolbendruck. Dabei 130 km/h Windgeschwindigkeit. Hauptschubstangenlager am besten aus Weißmetall. Für Zylinder mit über 50 PS ist eine obenliegende Steuerwelle auf jedem Zylinder den Stoßstangen vorzuziehen. Kolben und Zylinderkopf aus gleicher Aluminiumlegierung. Hn.
22/11. 42.

Motorbau. Prüfung der Flugmotoren in England. — Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 19, 16. Jan. 1922, S. 438/439 (6 Sp., o. Abb.).

A) Art der Versuche und Begriffsbestimmungen. Versuche in Gegenwart eines amtlich bestätigten Prüfers. Versuchsanordnung muß die Messung der Bremsleistung durch Wage und Veränderung der Belastung ohne Abstellen des Motors gestatten. Kühlwasser am Auslaß nicht heißer als 65° C. Vor der Wasserpumpe kein unterstützendes Druckgefälle über 3 m Wassersäule. Bei Umlaufschmierung Öltemperatur beim Einlaß zwischen 50 und 70° C. Alle Versuche mit 90 vH der Höchstleistung und die letzten 5 min stets mit Vollast. Normale Drehzahl ist die vom Hersteller zum Dauerbetrieb empfohlene. Höchstleistung ist die nach Angaben des Herstellers ohne Schaden mögliche, vorübergehend abgegebene größte Leistung. Brennstoffverbrauch wird am Gesamtverbrauch von mindestens 1 h bestimmt, und muß auf ± 20 vH mit den Angaben des Herstellers übereinstimmen. Ein Lauf mit Luftschraube, die auf dem Stand 2,7 kg/PS zieht. Motor muß ohne Knallen in 5 s auf Vollast beschleunigen. Bei Bruch wichtiger Teile Wiederholung der Prüfung.

B) Prüfung von Neukonstruktionen. Bremsleistung von 400 Umdr./min aufwärts alle 100 Umdr./min zu messen. Ein Dauerlauf von 50 h, davon 2 mal 10 h ohne Abstellen. 20 h mit Luftschraube. 1 h Lauf mit 10 vH höherer Drehzahl als höchstzulässig und ohne Frischölzufuhr, Belastung dabei nach Angaben des Herstellers.

C) Prüfung neuer Motoren. 2 h Einlaufen. 1 h Lauf mit 90 vH Vollast und 5 min mit 100 vH. Messung des Gesamtverbrauches.

D) Reparaturmotoren. Mindestens ¼ h Lauf mit Vollast und Besichtigung im zerlegten Zustande. Hn.
22/12. 20.

Motorbau. Einbau des 400 PS-Bristol-»Jupiter«. — The Aeroplane, Bd. 22, Nr. 4, 25. Jan. 1922, S. 68 (1 Abb. o. Text).

Abb. zeigt den luftgekühlten 450 PS-Sternmotor in einem abnehmbaren und aufklappbaren Rumpfvorderteil. Hn.
22/12. 22.

Motorbeschreibung. Der 1000 PS-Napier-»Cub«. — Flight, Bd. 14, Nr. 8, 23. Febr. 1922, S. 118/119 (4 Sp., 8 Abb.).

Haupt- und Nebenschubstangen haben Gleitlager. Kurbelwelle läuft auf 5 Rollenlagern mit sehr großem Durchmesser. Flugzeug mit einem solchen Motor im Bau. Hn.
22/11. 43.

Motorbeschreibung. Die Farman-Motoren. — L'Air, Bd. 3, Nr. 56, 5. März 1922, S. 20/21 (4 Sp., 1 Abb.).

Drei Motoren:

Zylinderzahl	Hub mm	Bohrung mm	Bremsleistung PS
8	160	110	200
12	160	120	350
18	160	120	525

Überall gleiche Zylinder aus Kohlenstoffstahl, je zwei zu einem Block vereint. Trapezförmige Verbrennungskammer. Eingesetzte und verschweißte Ventilkammern sowie Zündkerzengewinde. Aluminiumkolben mit 3 Ringen oben und einem unten. Unten liegende Steuerwelle mit Stoßstangen und Kipphebeln. Hn.
22/12. 23.

Motorteile. Der »Ad-Astra«-Schalldämpfer. — Flight, Bd. 13, Nr. 49, 8. Dez. 1921, S. 816 (1½ Sp., 1 Abb.); auch The Aeroplane, Bd. 21, Nr. 26, 28. Dez. 1921, S. 628 (⅓ Sp., 1 Schnittzeichnung); ferner The Aeroplane, Bd. 21, Nr. 23, 7. Dez. 1921, S. 568 (1 Sp., 1 Abb.).

Die Abgase werden vom Auspuffsammler zum Schalldämpfer geführt, wo eine stromlinienförmige, im Falle des 220 PS-Siddeley-»Puma« 22 kg schwere Blechtrommel in der Querwand den Gasen einen langen Weg vorschreibt. Widerstand entspricht dem einer Fläche mit 12 cm Durchm. Über die Lebensdauer der inneren, von beiden Seiten durch Abgase umspülten Blechwände keine Angaben. Brennstoffersparnis 4,5 bis 5 vH. Hn.
22/11. 44.

Motorteile. Neuere Fortschritte in der Herstellung von Aluminiumkolben. — H., Zeitschrift für Metallkunde, Bd. 14, Nr. 1, Jan. 1922, S. 36/38 (3½ Sp., 12 Abb.). Hn.
22/11. 45.

Motorteile. Die Sylphon-Brennstoffpumpe für 400 PS-Liberty und 300 PS-Hispano Suiza. — Aus den amerikanischen Militär-Luftfahrtnachrichten, Bd. 3, Nr. 281, Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 19, 16. Jan. 1922, S. 440/442 (5 Sp., 5 Abb.).

Bis auf den Antrieb für beide Motoren gleiche Pumpen. In zweijährigem Dauerbetrieb bewährt. Zwei unabhängige Einheiten. Antrieb durch Schraubenräder. An Stelle von Zylinder und Kolben ein harmonikaartiger Metallbalg. Ventile in herausnehmbarer Kammer. Hn.
22/12. 24.

Motorvergaser. Sich selbsttätig einstellender Schwimmer. — v. Unger, Der Motorfahrer, Bd. 19, Nr. 6, 9. Febr. 1922, S. 61/62 (3 Sp., 1 Abb.). Hn.
22/11. 46.

Motorzündung. Vereinigte Licht- und Zündmaschinen. — A. Kazenmaier, Der Bosch-Zünder, Bd. 4, Heft 1, 30. Jan. 1921, S. 4/8 (10 Sp., 7 Abb.).

Bosch baut zwei vereinigte Licht- und Zündmaschinen. Eine Bauart hat den Doppel-T-Anker vom Zündapparat fliegend auf der Dynamowelle des vorn liegenden Generators. Wird für 4- und 6-Zylinder-Motoren hergestellt. Für Motorräder wird eine Maschine gebaut, bei der der Generator über dem Anker des Zündapparates mit dreifacher Drehzahl läuft. Erste Bauart lang, zweite kurz. Hn.
22/12. 26.

Motorzündung. Instandhaltung der A.V.8- und A.V.12-Zündapparate. — Merkblatt für Werkmeister, engl. Luftfahrtministerium, Nr. 1 von 1922, The Aeroplane, Bd. 22, Nr. 3, 18. Jan. 1922, S. 52 (½ Sp., o. Abb.).

Wenn der Zündapparat vom Lager kommt, oder der Motor längere Zeit nicht gelaufen hat, sind alle Lager neu zu ölen und 12 Tropfen Öl in den Öler zu geben. Nach 12 h Betriebszeit muß von neuem Öl eingefüllt werden.

Abstand der Kontakte im Unterbrecher 0,3 mm. Reinigung mit einem Tuch und nicht mit der Feile.

Auswechseln von Verteilern unerwünscht. Hn.
22/12. 27.

Segelflug. Fahrradflugzeug (»Velo-Aviette«) Maggiore Zanotti. — Flugsport, Bd. 14, Nr. 4, 22. Febr. 1922, S. 62 (½ S., 1 Lichtb.). W.
22/12. 28.

Segelflug. Fahrradflugzeug. — Gabriel Poulain, L'Air, Bd. 3, Nr. 56, 5. März 1922, S. 13 (2 Sp., 1 Lichtb.).

Das bisherige Fahrradflugzeug (»Aviette«) Poulains sollte nur die Möglichkeit eines Abfliegens ohne motorische Kraft lediglich durch die Körperkraft eines Menschen beweisen. Dieser Beweis ist voll geglückt. Zu längeren Flügen war die bisherige Ausführung jedoch nicht bestimmt. Ein neueres Fahrradflugzeug von Poulain erhält eine Luftschraube und wird die Windenergie für den Flug ausnutzen. Gerechnet wird mit einer mittleren Geschwindigkeit von 35 km/h. W.
22/12. 29.

Segelflug. Der Flug ohne Motor (Le vol des avions sans moteur). — Dorand, L'Aéronautique, Bd. 4, Nr. 32, Jan. 1922, S. 11/16 (12 Sp., 4 Skizz.).

Der Segelflug ist bereits im Frühjahr 1914 durch Grasset mit einem Panzerdoppeldecker, mit dem er sich, bei abgestelltem Motor gegen den Wind gedreht, ohne Höhenverlust einige Zeit auf einer Stelle halten konnte, gezeigt worden. Grasset hat diese Versuche mehrfach wiederholt. Dorand und Alayrac haben diese Erscheinung für gleichförmige Windströmung zu erklären gesucht (vgl. La Technique Aéronautique, Bd. 9, Juni 1914, S. 354/357). Für den wagerechten Flug ohne Motor ist eine aufsteigende Windströmung vorauszusetzen. Die größte erreichbare Höhe ergibt sich dann,

wenn man den Anstellwinkel der geringsten Vortriebsleistung innehält. Man muß danach trachten, den Staudruck während des motorlosen Fluges dem der Schwebegeschwindigkeit in Bodennähe, die dem günstigsten Gleitwinkel entspricht, gleich zu halten. Bei motorlosen Flugzeugen Längsstabilität besonders wichtig. W. **22/12. 30.**

Segelflug. Ältere Versuche mit motorlosen Flugzeugen. (Par les expériences d'avions sans moteur.) — A. de Pischof, L'Aéronautique, Bd. 4, Nr. 32, Jan. 1922, S. 7/10 (7 Sp., 6 Lichtb. älterer Gleitflugzeuge).

Historische Versuche von Otto Lilienthal, Chanute, Herring, Wright, Voisin, Pilcher, Ferber, Archdeacon, de Pischof u. a. m.

Zahlenangaben gemäß folgender Zahlentafel:

Angaben über ältere Gleitflugzeuge.

Flugzeug	Baujahr	Spannweite m	Tragfläche m²	Leergewicht kg	Steuerung durch	Geschwindigkeit m/s	Gleitwinkel
Lilienthal-Eindecker	∾ 1895	7	14	20	Gewichtsverlegung (Hängegleiter)	∾ 9	∾ 9°
Lilienthal-Doppeldecker	∾ 1895	—	18	—		—	—
Chanute-Herring-Doppeldecker	1896	—	12,45	11	Pénaud-Leitwerk, Hängegleiter	8 ÷ 9	7,5° ÷ 10°
Wright-Doppeldecker I	1900	5,64	15,6	21,8	Flügelverwindung beweglicher Höhen- oder Seitenruder	—	—
Wright-Doppeldecker II	1901	6,70	27,1	45		—	—
Wright-Doppeldecker III	1902	9,75	24,8	53		—	6° ÷ 7°

ihre Richtung aus der Rückwärtsneigung der Drähte bestimmt. Flügelmodell wie Flugzeugflügel aus Holz und Stoff gefertigt, am Vorderholm mit zwei Drähten und an der Hinterkante mit einem Draht aufgehängt, besitzt an einer den Rumpf ersetzenden Stange Höhen- und Kielflosse zur Stabilisierung. Befestigung der beiden vorderen Drähte am Flugzeug an einem quer durch den Rumpf gesteckten Stahlrohr, das in einer Druckanzeigevorrichtung gelagert ist. Anstellwinkeländerung durch Verlängern oder Verkürzen des dritten (hinteren) Drahtes. Drähte zum Ein- und Ausbringen des Modells bequem an Haspeln gelagert. Zugwinkelmessung mittels eines in einer Winkelteilung gelagerten Ablesefernrohres, dem ein leicht gedämpftes Pendel als Anhalt dient. Anstellwinkel des Modellflügels durch Fernrohrablesung eines Flüssigkeitsneigungsmessers am Modell zu messen versucht; infolge der schlechten Dämpfung des Neigungsmessers wird aber die Ablesung viel zu ungenau. Bessere Ergebnisse verspricht man sich von einer Anstellwinkelbestimmung

W. **22/12. 31.**

Strömungslehre. Windkanalmessungen an sechs für Luftschrauben geeigneten Flügelschnitten bei hoher Geschwindigkeit (Experiments at High Speed, on Six Aerofoils Suitable for Airscrew Design). — A. Fage und H. E. Collins, 322. Bericht des engl. Landesbeirates für Luftfahrt (Advisory Committee for Aeronautics, Reports and Memoranda, No. 322), April 1917, veröffentlicht 1919, S. 1/13 (2 S. Text, 12 Zahltaf., 7 Skizz. o. Schaub.)

Dickenverhältnisse (Flügeltiefe: größte Profildicke) 0,0817, 0,0815, 0,1015, 0,127, 0,188 und 0,25. Ebene Unterseiten, nur beim letzten Profil unten ausgewölbte Druckseite. Modelle aus Holz. Anstellwinkel zwischen 14° bis + 22° in Stufen von 2°, in der Gegend der besten Gleitzahl von 1° zu 1° geändert. Windkanalgeschwindigkeit bei kleinen Anstellwinkeln und bei der günstigsten Gleitzahl 23 m/s, sonst zur Verringerung der zu messenden Kräfte 16,8—20 m/s. Versuche ohne Besonderheiten. Messung von Auftrieb, Widerstand und Gleitzahl unter Beachtung des Kennwerteinflusses. Dicke Flügelschnitte zeigen ein unvermitteltes Umschlagen der Strömung im kritischen Bereich. Der Einfluß des Kennwertes ist bei dicken Profilen recht erheblich. In der Gegend des größten Auftriebsbeiwertes ist die Strömung dabei etwas unstabil. W. **22/11. 49.**

Strömungslehre. Normen im Flugzeugbau. — v. Kàrmàn, Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 17, 2. Jan. 1922 (2 Sp., 1 Abb.).

Bei den Beiwerten ist die Reynolds'sche Zahl von Wichtigkeit. Pitotrohre können zur Geschwindigkeitsmessung genormt werden. Ihr Ergebnis wird aber durch Wirbel gefälscht. Größe dieses Einflusses unbekannt. W. Knight hat einige einfache Körper in allen Versuchsanstalten untersuchen lassen und die Ergebnisse verglichen. Vorschlag, eine Kugel von einem Windkanal zum andern zu senden und deren Widerstand als Norm zugrunde zu legen. Außer den Beiwerten muß auch der Begriff des Anstellwinkels, der in Österreich und England sich von dem anderer Länder unterscheidet, sowie der der in die Rechnung einzusetzenden Flächengröße, Seitenverhältnis, Spannweite usw. vereinheitlicht werden. Hn. **22/12. 35.**

Strömungslehre. Luftkraftmessung durch Schleppversuche am fliegenden Flugzeug (A preliminary investigation of a new method for testing aerofoils in free flight). — F. H. Norton, Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 22, 26. Febr. 1922, S. 516/518 (5 Sp., 3 Lichtb., 1 Schaub.); L'Air, Bd. 3, Nr. 56, 5. März 1922, S. 23 (1 Sp., 1 Lichtb.).

Im Auftrage des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt werden gegenwärtig in Langley-Field Schleppversuche mit Modellflügeln vorgenommen. Der zu untersuchende Modellflügel wird dabei etwa 6 bis 12 m unterhalb des Flugzeuges an drei Drähten so aufgehängt, daß der Auftrieb die Drähte strafft (Flügeldruckseite nach oben gekehrt). Luftkraftresultierende aus der Spannung der Drähte, im Beobachtersitz durch Messen der Längen der Aufhängedrähte. Schwierigkeiten bietet die Gefahr einer Beschädigung des Flugzeuges durch den beim Verkleinern des Anstellwinkels auftretenden negativen (d. h. hier nach oben gerichteten!) Auftrieb, der das Modell gegen das Schwanzleitwerk antreffen läßt. Leichte Modelle daher unerläßlich, ebenso elektrische Sicherungskontakte, die den Anstellwinkel sofort vergrößern, wenn der Zug in den Drähten verschwindet. Versuche nur bei ganz ruhiger Luft vorzunehmen; alsdann weist auch das Flügelmodell nur kaum merkliche Schwingungen auf. Die bis jetzt erzielte Genauigkeit ist nicht sehr hoch, kann aber noch wesentlich verbessert werden. Vergleichsmessungen mit dem Profil N.A.C.A. 64 an einem Flügel von 1,83 × 0,305 m bei einer Fluggeschwindigkeit von 97 km/h zeigten gegenüber der Windkanalmessung (0,46 × 0,076 m bei 48 km/h) einen höheren Auftriebsbeiwert über den ganzen Anstellwinkelbereich und etwa gleiche Widerstandsbeiwerte bei einer erheblichen Gleitzahlverbesserung bei kleinem Anstellwinkel (bis 1/20,8 gegenüber 1/15,7 der Windkanalmessung), wobei allerdings die Rumpfbeeinflussung am Schleppflügel nicht berücksichtigt wurde.

Weitere Schleppversuche werden mit Kugeln und tropfenförmig gestalteten Körpern (Bomben) ausgeführt. Für künftige Versuche sind größere Flugzeuge und selbsttätig aufzeichnende Wagen, die gleichzeitig Luftgeschwindigkeit, Drahtkräfte und Zugwinkel der Drähte aufzeichnen, in Aussicht genommen. Wünschenswert wäre auch zur Momentenmessung die getrennte Kräfteaufzeichnung im hinteren Draht. Für größere Flügelmodelle motorisch betriebene Ein- und Anlaßvorrichtung. Man könnte dann Flügel von 10 m Spannweite und 1,5 m Flügeltiefe bei 160 km/h genau so schnell und bequem durchmessen als jetzt ein kleines Modell im Windkanal.

Auf ähnliche Weise könnte man auch im Fluge den Abwind der Flügel bestimmen. W. **22/12. 36.**

Unterbringung. Verankern von Luftschiffen. — S. H. Scott, Flight, Bd. 13, Nr. 48, 1. Dez. 1921, S. 803/804 (2½ Sp., o. Abb.).

Verankern auf dem Wasser mit bootsähnlichen Gondeln ergab starkes Schwanken bei 17 m/s Windstärke und die Notwendigkeit eines festen Punktes zur Befestigung an der Spitze. Auf der Erde wurden unstarre Schiffe, nachdem die Gondel abgenommen war, zwischen Bäumen wie Fesselballone verankert. Beim Unterseebootskrieg entfielen auf jede verfügbare Halle 3—4 solcher Ankerplätze. Die Schiffe kamen nur zu Ausbesserungen in die Halle.

Bewährt hat sich auch die Verankerung durch 3 Kabel bei in niedriger Höhe befindlichem, leichtem Schiff. R. 26 wurde, nachdem es 10 Tage so verankert war, durch Schnee zerstört. An einem Seil, ähnlich den Fesselballonen, wurden Starrschiffe auf See verankert. Aus 100—120 m Höhe wurde ein Anker und ein Sack, der sich mit 2—3 t Wasser füllte, herabgelassen. Gut bewährt. Mit Erfolg wurde der Landemast angewendet. Hn. **22/11. 50.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt



Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. L. Prandtl
Professor an der Universität Göttingen
Dr.-Ing. Wilh. Hoff
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

8. Heft | **29. April 1922** | **13. Jahrgang**

INHALT:

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zum Preise von M. 16.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien Fr. 25.—), England sh. 12.—), Dänemark (Kr. 10.—), Frankreich (Fr. 25.—), Japan (Yen 3.—), Italien (Lire 35.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 7.—), Norwegen (Kr. 11.—), Schweden (Kr. 10.—), Spanien (Pes. 15.—), Schweiz (Fr. 14.—), V. St. A. (Doll. 3.—).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 1.20 für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf 90 Pf. für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand,** die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München.
Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

8. Heft 29. April 1922 13. Jahrgang

Stiftungsfest der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt E. V. anläßlich des zehnjährigen Bestehens.

Von G. Krupp.

Am 3. April 1922 fand unter dem Vorsitz von Geh. Reg.-Rat Professor Dr.-Ing. e. h. Schütte das Stiftungsfest der WGL anläßlich ihres 10jährigen Bestehens im Flugverbandhause in Berlin statt. Unter den zahlreichen Anwesenden bemerkte man als Vertreter des Auswärtigen Amtes Geheimrat von Lewinski, des Reichsverkehrsministeriums, Abteilung für Luft- und Kraftfahrwesen Ministerialdirektor Bredow, Ministerialrat Professor Dr.-Ing. Bendemann, des Reichswehrministeriums Major Wilberg, des Reichspostministeriums Ministerialrat Thilo, des Reichsarbeitsministeriums Oberregierungsrat Dr. Melsbach, des Aero-Clubs von Deutschland Dr. Gradenwitz und Major a. D. von Tschudi, des Berliner Vereins für Luftschiffahrt Professor Berson und Professor Stade, als Vertreter des Verbandes Deutscher Luftfahrzeugindustrieller Direktor Kasinger.

Geheimrat Schütte dankte in seiner Begrüßungsrede den Vertretern der Behörden, Vereine, Industrie und Luftverkehrsgesellschaften, sowie den anderen Anwesenden für ihr Erscheinen. Er gab im folgenden einen kurzen Überblick über die Entstehungs- und Entwicklungsgeschichte der WGL:

Bei der Versammlung der »Göttinger Vereinigung für angewandte Mathematik und Physik« im November 1911 in Göttingen war der Plan gefaßt worden, eine Gesellschaft zu gründen, die sich mit den Fragen der Flugwissenschaft und Flugtechnik eingehend befassen sollte. Die Anregung hierzu ging ganz besonders von Geheimrat von Böttinger, Professor Prandtl, August Euler, Staatssekretär Albert, Exzellenz von Nieber, Graf Sierstorpff, Exzellenz von Hollmann aus. Die Göttinger Vereinigung übernahm es, eine entsprechende Organisation herbeizuführen.

Am 3. April 1912 fand die Gründung der neuen Gesellschaft im Herrenhaus zu Berlin unter dem Vorsitz Sr. Kgl. Hoheit des Prinzen Heinrich von Preußen in Anwesenheit von über 100 Personen statt. Die Gesellschaft wurde genannt: »Wissenschaftliche Gesellschaft für Flugtechnik, E. V.« (WGF). Ehrenvorsitzender wurde Seine Kgl. Hoheit Heinrich Prinz von Preußen. Ein geschäftsführender Ausschuß, der die Ausarbeitung der Satzung übernahm, wurde gebildet. — Anschließend daran fand die erste wissenschaftliche Sitzung im Herrenhaus unter Leitung von Professor Prandtl statt.

Am 4. Mai 1912 wurden in einer Sitzung des Arbeitsausschusses die Grundzüge der Satzung festgelegt, ferner der Wissenschaftlich-Technische Ausschuß geschaffen und der Geschäftsführende Vorstand: Geheimrat von Böttinger, Professor von Parseval, Professor Prandtl gewählt. Die Geschäftsführung übernahm Herr Ingenieur Béjeuhr vom Luftfahrerverband. Zur Geschäftsstelle wurden die Räume des Kaiserlichen Aero-Clubs, Berlin, Nollendorfplatz, bestimmt.

Der Wissenschaftlich-Technische Ausschuß unter Leitung von Professor v. Parseval bestand aus folgenden Unterausschüssen:

- Ausschuß zur Beurteilung von Erfindungen,
- Ausschuß für literarische Auskünfte,
- Ausschuß für Aerodynamik,
- Ausschuß für Motoren,
- Ausschuß für konstruktive Fragen,
- Ausschuß für medizinische und psychologische Fragen,
- Ausschuß zur Vereinheitlichung der Fachsprache,
- Ausschuß für Meßwesen,
- Ausschuß für Aerologie,
- Ausschuß für luftelektrische Fragen.

Die I. Ordentliche Mitgliederversammlung fand vom 24. bis 26. November 1912 unter dem Vorsitz von Geheimrat von Böttinger in Frankfurt a. M. statt. Es wurden fünf Vorträge gehalten.

Zwischen der I. und II. Hauptversammlung wurde der Vertrag mit den Herausgebern der »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt«, Ingenieur Vorreiter und der Firma R. Oldenbourg, München betreffs Übernahme der Zeitschrift als Organ der WGF geschlossen.

Die II. Ordentliche Mitgliederversammlung fand vom 4. bis 7. Juni 1913 unter dem Vorsitz von Geheimrat von Böttinger in Berlin statt. Es wurden sieben Vorträge gehalten. Die Versammlung tagte in der Technischen Hochschule zu Charlottenburg. Daran schlossen sich verschiedene Besichtigungen und ein Festessen im Hotel Adlon. Am 7. Juni fand eine Internationale Ballonwettfahrt des Berliner Vereins für Luftschiffahrt statt.

Am 9. Juni wurde dem Ehrenvorsitzenden und seiner Gemahlin zum 25jährigen Ehejubiläum eine Ehrengabe überreicht.

Die III. Ordentliche Mitgliederversammlung fand vom 26. bis 29. April 1914 unter dem Vorsitz von Geheimrat von Böttinger in der Technischen Hochschule zu Dresden statt. Es wurden acht Vorträge gehalten, denen Seine Majestät der König von Sachsen beiwohnte. Die Mitgliederzahl betrug bereits über 400. Bei dieser Tagung wurde der Name der Gesellschaft in »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, E. V.« (WGL) umgeändert. An die Versammlung schlossen sich ein Wohltätigkeitsmatinee Dresdener Künstler, Besichtigung des Dresdener Flugplatzes und der Doppelluftschiffhalle an, ferner eine Führung durch die Fabrik Ernemann und eine Automobilfahrt des Sächsischen Automobil-Clubs nach der Bastei.

1915, 1916 und 1917 fielen die Tagungen wegen des Krieges aus.

Die IV. Ordentliche Mitgliederversammlung fand vom 16. bis 18. April 1918 unter dem Vorsitz von Geheimrat von Böttinger in Hamburg statt. Es wurden 10 Vorträge gehalten. Leider wurden die Aussprachen über die Vorträge militärischerseits sehr beschränkt. — Der Vorsitzende erstattete darüber Bericht, daß die Gesellschaft an den Sitzungen des »Arbeitsausschusses für die deutsche Luftfahrt« (ADL) teilgenommen hätte, aber zu dem Ergebnis gekommen war, daß es im Interesse der Gesellschaft richtiger erschien, sich nicht an eine Sports- und Wohlfahrtsaufgaben dienende Vereinigung zu binden, die der Aktions- und Bewegungsfreiheit der Gesellschaft hinderlich werden könnte.

Die V. Ordentliche Mitgliederversammlung fand vom 9. bis 12. Dezember 1919 unter dem Vorsitz von Geheimrat von Böttinger im Flugverbandhause in Berlin statt. Es wurden acht Vorträge gehalten, an die sich wieder verschiedene Besichtigungen anschlossen. Geheimrat von Böttinger erhielt zu seinem 70. Geburtstage eine Geburtstagsadresse mit Autogrammen. — Der Geschäftsführer, Ingenieur Béjeuhr, war während des Krieges gestorben. Vorübergehend hatte die Geschäftsführung Professor von Parseval übernommen, im Jahre 1918 Regierungsbaumeister Schroeter und im Jahre 1919 der jetzige Geschäftsführer, Hauptmann a. D. G. Krupp. Gleichzeitig ging die Schriftleitung der »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt« auf die Geschäftsführung der Gesellschaft über.

Die Unterausschüsse sowie der Technisch-Wissenschaftliche Ausschuß konnten während des Krieges nicht arbeiten und wurden dadurch überflüssig gemacht, daß sachverständige Herren in den Gesamtvorstand gewählt wurden. Die Mitgliederzahl betrug inzwischen 500.

Geheimrat von Böttinger legte infolge seines hohen Alters und in Anbetracht der neuen Ziele der Gesellschaft den Vorsitz nieder und wurde zum ersten Ehrenmitglied der WGL ernannt. Ihm wurde eine Ehrenmitgliedsurkunde überreicht. — In den neuen Vorstand wurden gewählt: Geheimrat Schütte, Major Wagenführ, Professor Prandtl. Ferner wurde ein neuer Gesamtvorstand gebildet und die Änderung der Satzung beschlossen.

Die VI. Ordentliche Mitgliederversammlung fand vom 13. bis 16. Oktober 1920 unter dem Vorsitz von Geheimrat Schütte in der Technischen Hochschule zu Charlottenburg statt. Es wurden 8 Vorträge gehalten. Die Mitgliederzahl sowie das Vermögen der Gesellschaft hatten sich vergrößert; die Geschäftsstelle der WGL wurde durch Errichtung eines Archives und der Luftfahrtbücherei ebenfalls erweitert. Geheimrat Schütte gedachte des früheren Vorsitzenden, Geheimrat von Böttinger, der am 9. Juni 1920 im Alter von 72 Jahren im Westsanatorium zu Berlin verschieden war.

Die Satzungskommission legte die neuen Satzungen vor, die angenommen wurden. Ferner berichtete

Professor Berson über die Arbeiten des Navigationsausschusses,
Professor Pröll über den Ausschuß für Hochschulreform,
Dr.-Ing. Rumpler über die Bildung eines Ausschusses für den Rhön-Segelflug-Wettbewerb.

Die früheren Jahrbücher der WGL wurden eingestellt, und dafür traten seit 1920 die »Berichte und Abhandlungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt« an ihre Stelle. Inzwischen waren die monatlichen Flugtechnischen Sprechabende eingeführt, die bei den Mitgliedern reges Interesse auslösten. — Die WGL wurde Mitglied des »Deutschen Verbandes Technisch-Wissenschaftlicher Vereine«.

Der Begrüßungsabend fand im Aero-Club von Deutschland, das Festessen im großen Saal des Flugverbandhauses statt. An die Tagung schlossen sich wiederum einige Besichtigungen an.

Die VII. Ordentliche Mitgliederversammlung fand vom 4. bis 8. September 1921 unter dem Ehrenvorsitz Sr. Kgl. Hoheit des Prinzen Heinrich von Preußen und dem Vorsitz von Geheimrat Schütte in der Technischen Hochschule zu München statt. Es wurden acht Vorträge gehalten. Die Mitgliederzahl betrug jetzt 570.

Geheimrat Müller-Breslau wurde aus Anlaß seines 70. Geburtstages zum zweiten Ehrenmitglied der Gesellschaft ernannt.

Folgende Ausschüsse berichteten über ihre Tätigkeit:

Ausschuß für den Rhön-Segel-Flug (Dr.-Ing. Rumpler),
Ausschuß für Hochschulreform (Professor Pröll),
Ausschuß für Leichtmaschinenbau (Professor Baumann),
Ausschuß für Kartenmaterial (Baeumker),
Navigationsausschuß (Professor Berson).

Die monatlichen Sprechabende wurden mit Erfolg weitergeführt. Das Archiv und die Bücherei der Gesellschaft wurden vergrößert.

An die Münchener Versammlung, an der über 400 Personen teilnahmen, schlossen sich Besichtigungen in Augsburg und der Umgebung von München an.

Die X. Ordentliche Mitgliederversammlung soll vom 17. bis 20. Juni 1922 in Bremen stattfinden. Das Programm liegt bereits in großen Zügen fest. Vorgesehen sind 5 Vorträge. Der Begrüßungsabend findet im Ratskeller, die Vorträge in der »Union«, das Festessen im »Parkhaus« statt. Anschließend ist eine Veranstaltung des Norddeutschen Lloyd geplant: Dampferfahrt von Bremerhaven über Helgoland nach Norderney.

Nach dieser Begrüßungsrede des Geheimrat Schütte folgte der Vortrag des Ingenieur Offermann: »Über die Erfassung der Selbstkosten in Luftverkehrsbetrieben«, der in kurzer Zeit in dem 7. Beiheft der »Berichte und Abhandlungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt« erscheinen wird. Anschließend wurde der von der Luftfahrtindustrie hergestellte Film »Luftfahrt in Not« vorgeführt.

Den Schluß der Versammlung bildete ein Festessen, bei dem der Gesellschaft die Glückwünsche zum 10jährigen Bestehen ausgesprochen wurden. Als Vertreter des Reichsverkehrsministeriums sprach Ministerialdirektor Bredow, des Reichswehrministeriums Major Wilberg, der Luftfahrtindustrie Direktor Kasinger, des Berliner Vereins für Luftschiffahrt Professor Berson, und als Vertreter des Aero-Clubs von Deutschland Dr. Gradenwitz.

Die Begriffsbestimmungen des Obersten Rates!

Regeln zur Unterscheidung der zivilen und militärischen Luftfahrzeuge.

A. Flugzeuge schwerer als die Luft.

Regel Nr. 1: Jeder Einsitzer mit größerer Leistung als 60 PS wird als militärisch angesehen und ist deshalb Kriegsgerät.

Regel Nr. 2: Jedes Flugzeug, das ohne Führer fliegen kann, wird als militärisch angesehen und ist deshalb Kriegsgerät.

Regel Nr. 3: Jedes Flugzeug mit einer Panzerung oder irgendeinem Schutzmittel einer Vorrichtung, die gestattet, irgendeine Bewaffnung daran anzubringen: Geschütz, Abwurfbombe, mit Visiervorrichtungen für die vorgenannten Maschinen wird als militärisch angesehen und ist deshalb Kriegsgerät.

Die folgenden Begrenzungen sind Höchstzahlen für alle Flugzeuge schwerer als die Luft und alle die, welche diese Grenzen überschreiten, werden als militärisch angesehen und sind deshalb Kriegsgerät.

Regel Nr. 4: Höchste Steigfähigkeit bei voller Belastung 4000 m (ein Motor, der eine Einrichtung besitzt, welche Überkompression gestattet, reiht das Flugzeug, welches mit einem solchen ausgerüstet ist, in die militärische Kategorie).

Regel Nr. 5: Geschwindigkeit bei voller Belastung und in einer Höhe von 2000 m: 170 km in der Stunde. (Die Motore bei voller Anspannung, die folglich ihre Höchstleistung entwickeln.)

Regel Nr. 6: Die mitzuführende Höchstmenge von Öl und Kraftstoff (beste Qualität von Luftfahrtbenzin) darf nicht $\frac{800 \times 170}{V}$ g für jede Pferdekraft überschreiten, wobei V die Schnelligkeit der Maschine bei voller Belastung und höchster Leistung in 2000 m Höhe bedeutet.

Regel Nr. 7: Jedes Flugzeug, welches eine Nutzlast von mehr als 600 kg, Führer, Mechaniker und Instrumente einbegriffen, tragen kann, sofern die Höchstbedingungen der Regeln 4, 5 und 6 erreicht sind, wird als militärisch angesehen und ist deshalb Kriegsgerät.

B. Lenkluftschiffe.

Die Lenkluftschiffe, deren Rauminhalt die nachfolgenden Ziffern überschreitet, werden als militärisch angesehen und sind deshalb Kriegsgerät:

I.	Starre Lenkluftschiffe	30000 m³
II.	Halbstarre Lenkluftschiffe	25000 »
III.	Unstarre Lenkluftschiffe	20000 »

Regel Nr. 8: Die Fabriken, welche Luftfahrtgerät herstellen, müssen angemeldet werden. Alle Flugzeuge und Führer oder Flugschüler müssen unter den Bedingungen eingetragen werden, welche in der Konvention vom 13. Oktober 1919 vorgesehen sind. Diese Listen werden zur Verfügung des Garantie-Komitees gehalten.

Regel Nr. 9: An Vorräten von Flugmotoren, losen Teilen und Motorzubehör ist nicht mehr zugelassen, als nötig erachtet wird, um den Bedarf der Zivilluftfahrt zu decken. Diese Mengen werden vom Garantie-Komitee bestimmt.

Allgemeine Bemerkungen.

Es wird angenommen, daß die obigen Begriffsbestimmungen alle zwei Jahre nachgeprüft werden müssen, um die Änderungen zu berücksichtigen, welche die etwaigen Fortschritte des Flugwesens bedingen sollten.

Die Begriffsbestimmungen des Obersten Rates über die Unterscheidung von Militär- und Zivilluftfahrzeugen.

Von Curt Eppinger.

Die Begriffsbestimmungen für die Unterscheidung von Militär- und Zivilflugzeugen, zu deren vorbehaltloser Anerkennung sich die deutsche Regierung im Ultimatum vom 5. Mai 1921 verpflichten mußte, sind nunmehr vom Obersten Rat aufgestellt und der Regierung mit einer Mantelnote bekanntgegeben. Sie übertreffen in jeder Beziehung die schlimmsten Befürchtungen und geben denen recht, die von vornherein nur eine neue wirtschaftliche Knebelung der deutschen Industrie davon erwarteten. Nur eine einzige von den 9 sogenannten Regeln entspricht dem eigentlichen Sinne der Begriffsbestimmungen und könnte vorbehaltlos unterschrieben werden. Das ist die Regel 3, welche die militärische Ausrüstung von Luftfahrzeugen verbietet. Alle anderen Regeln scheinen lediglich dazu bestimmt zu sein, die technische Fortentwicklung des deutschen Verkehrsflugzeuges zu hindern und eine unbequeme Konkurrenz vom Weltmarkt fernzuhalten.

Wo bleiben da die Beschlüsse der Abrüstungskonferenz in Washington, die unter Hervorhebung aller Vorzüge der Handelsluftfahrt die Notwendigkeit betonten, ihre Entwicklung nach allen Richtungen zu fördern? Wo bleiben die Versicherungen des Obersten Rates in Paris, den Wiederaufbau der deutschen Wirtschaft nicht zu hindern? Sie werden durch die Begriffsbestimmungen zu leeren Phrasen.

Man braucht sich nur die einzelnen Regeln näher anzusehen, um ihren wahren Zweck zu erkennen. Die Entwicklung des Sportflugzeuges wird durch die Regel 1 verhindert. Darin wird kurz und bündig erklärt, daß jeder Einsitzer, der eine größere Leistung als 60 PS hat, Kriegsmaterial ist. Die Gipfelhöhe ist in Regel 4 bei voller Belastung auf 4000 m beschränkt. Muß aber nicht die Ausbreitung jeden Luftverkehrs darunter leiden, wenn es dem Fahrzeug unmöglich gemacht wird, sich vollkommen frei und ungehindert den Bodenverhältnissen und den günstigsten Luftschichten anzupassen? Regel 5 bringt nun die Beschränkung der Geschwindigkeit auf 170 km/h und Regel 6 die Beschränkung der Flugweite durch eine besondere Formel, welche nur die Mitnahme einer bestimmten Brennstoffmenge gestattet. Noch krasser kommt der Sinn der Begriffsbestimmungen jedoch in Regel 7 zum Ausdruck, welche nur die Beförderung einer Nutzlast von 600 kg einschließlich Flugzeugführer, Mechaniker und Instrumenten gestattet. Es ist wohl ohne weiteres klar, daß dadurch die Entwicklung vernünftiger Handelsluftfahrzeuge zur Unmöglichkeit gemacht ist. Gerade die Eigenschaften, welche das Luftfahrzeug befähigen, im internationalen Verkehr seine Überlegenheit anderen Verkehrsmitteln gegenüber zur Geltung zu bringen, werden ganz willkürlich beschnitten. Es wäre absurd, anzunehmen, daß diese Voraussetzungen dem Obersten Rat bei Aufstellung der Begriffsbestimmungen nicht bekannt waren. Hat doch, um nur das Ausland selbst zu zitieren, kein anderer als der amerikanische Fachmann Lent kurz und treffend die Anforderungen an das Verkehrsluftfahrzeug wie folgt zusammengefaßt: »Die Beförderung der größten Nutzlast über die größte Entfernung bei größter Geschwindigkeit ohne Zwischenlandung.« Ferner braucht man nur die Eigenschaften der augenblicklichen ausländischen Verkehrsflugzeuge in einen Vergleich mit den für Deutschland gestatteten Verhältnisse zu ziehen. Da wird man finden, daß beispielsweise der Bréguet 18 T eine Gipfelhöhe von 5200 m hat, das Postflugzeug Potez P 14 eine solche von 5800, der de Havilland 18 von 4900 m, der Handley-Page W 86 von 6000 m, das neueste amerikanische Verkehrsflugzeug Lawson L 4 sogar eine solche von 6700 m. Genau so liegen die Verhältnisse bei der Geschwindigkeit. Man findet bei den ausländischen Verkehrsflugzeugen durchweg Geschwindigkeiten bis zu 200 km. Am schärfsten kommt das Mißverhältnis jedoch bei der Nutzlast zum Ausdruck. Der vorgenannte Bréguet 18 T kann eine Nutzlast von 1552 kg befördern, der de Havilland von 1120, der Handley-Page W 86 von 1960, der Lawson L 4 sogar von 4060 kg. Diese Liste ließe sich noch beliebig verlängern. Ich habe nur einzelne wenige Typen herausgegriffen, die im Ausland als reine Verkehrs- und Handelsflugzeuge gebaut und als solche verwendet werden. Waren diese Tatsachen dem Obersten Rat nicht bekannt? Das ist doch schwerlich anzunehmen. Anderseits wird doch in einer Schlußbemerkung der Regeln gesagt, daß die Begriffsbestimmungen nach einer gewissen Zeit der Nachprüfung bedürfen, um dieselben den Fortschritten der Technik anzupassen. Also soll doch der Stand der Technik maßgebend sein. Wie will der Oberste Rat aber diesen Widerspruch bei seinen jetzigen Vorschriften erklären? Ferner ist noch bei den obengenannten Zahlen zu berücksichtigen, daß sie den augenblicklichen Stand der ausländischen Verkehrsflugzeuge wiedergeben, daß das Ausland aber in seiner Entwicklung nicht gehemmt ist, während die Bedingungen für Deutschland vorläufig für 2 Jahre gelten sollen. Also, was das Ausland schon jetzt als Mindestleistungen bedeutend überschreitet, soll für Deutschland die Höchstgrenze für die nächsten 2 Jahre sein. Durch diese Feststellung ist wohl der wahre Sinn der Begriffsbestimmungen auf das schlagendste bewiesen. Die Verschleierung durch militärische Gründe ist doch zu durchsichtig. Gewiß kann in der Praxis jedes Verkehrsmittel im Bedarfsfalle für militärische Zwecke Verwendung finden. Dadurch wird es aber doch noch nicht zu einem Kriegs- oder Kampfinstrument. Nach denselben Grundsätzen müßte doch jeder Eisenbahnwagen oder anderes Beförderungsmittel, wenn es mehr als eine bestimmte Personenzahl befördern kann, nur lediglich dadurch als Kriegsgerät angesprochen werden. Das wäre doch eine zu unsinnige Beweisführung und ist sie auch bereits von der ausländischen, hauptsächlich der französischen Presse als unmöglich abgelehnt.

Noch ungeheuerlicher als die Vorschriften für Flugzeuge, muten diejenigen für Luftschiffe an. Hier heißt es einfach: Starrluftschiffe über 30000 m³, Halbstarrluftschiffe über 25000 m³ und unstarre Luftschiffe über 20000 m³ werden als Kriegsmaterial betrachtet.

Es war mir beim besten Willen nicht möglich, den militärischen Sinn dieser willkürlichen Einteilung zu ergründen. Es wird doch sicher auch dem Obersten Rat nicht unbekannt gewesen sein, daß Luftschiffe bereits gegen Ende des Krieges als Waffe keine Verwendung mehr finden konnten. Die Abwehrmaßnahmen sind so stark, daß das Risiko des Einsatzes derart kostspieliger Werkzeuge nicht mehr getragen werden kann. Nur in einem besonderen Fall, nämlich als Aufklärungsmittel über See, können Luftschiffe vielleicht noch Verwendung finden. Die Vorbedingung hierfür ist aber eine Flotte, über die Deutschland seit dem Versailler Vertrag nicht mehr verfügt.

Für Verkehrs- und Handelszwecke jedoch Luftschiffe bis zu 30000 m³ zu bauen, kann wohl im Ernst von einer Industrie, die sich nicht mit der Herstellung von Spielzeugen befassen will, nicht verlangt werden. Jeder Fachmann und Luftverkehrspolitiker weiß, daß für einen wirtschaftlichen Luftschiffverkehr Schiffe von mindestens 150000 m³ erforderlich sind. Es ist doch wohl nicht anzunehmen, daß der Oberste Rat von seinen Fachleuten so schlecht beraten gewesen ist.

So beweisen die Bestimmungen für Luftschiffe noch klarer die wirtschaftlichen Ziele der Begriffsbestimmungen.

Außer diesen eigentlichen Unterscheidungsregeln sind den Begriffsbestimmungen noch zwei Regeln angefügt, die über eine Definition hinausgehen und in ihrem Endzweck eine Kontingentierung bedeuten. Diese Forderungen gehen meiner Ansicht nach über das hinaus, wozu sich die deutsche Regierung im Ultimatum zur Annahme verpflichtet hat. Für die deutsche Luftfahrzeugindustrie sind diese Bestimmungen einfach unerträglich, da ihr dadurch jede wirtschaftliche Bewegungsfreiheit genommen würde.

Ebenso verhält es sich mit den Kontrollmaßnahmen, welche die Entente zur Durchführung ihrer Vorschriften notifiziert hat. Selbstverständlich wird niemand die Berechtigung einer gewissen Kontrolle bestreiten. Diese muß sich aber in den Grenzen halten, die ihrem eigentlichen Zweck entsprechen und darf nicht Formen annehmen, die der Entente die Ausnutzung angeblicher militärischer Maßnahmen für wirtschaftliche Ziele ermöglicht. Es wird Sache der deutschen Regierung sein, die heimische Industrie gegen derartige Möglichkeiten zu schützen.

Im übrigen haben wohl obige Ausführungen zur Genüge den eigentlichen Zweck der Begriffsbestimmungen bewiesen. Ich glaube aber nicht, daß damit den Interessen der internationalen Luftfahrt gedient ist. Dieser Erkenntnis werden sich auch die einsichtigen Fachleute und Wirtschaftspolitiker des Auslandes nicht verschließen können. Nicht zuletzt die Wissenschaft, die ja international ist, wird hoffentlich Mittel und Wege finden, einen unmöglichen Zustand sobald als möglich zu beenden. Sie wird den Beweis führen, daß der technische Stand des Luftfahrzeugbaues heute schon so weit vorgeschritten ist, daß eine Revision der Bestimmungen in allerkürzester Frist erfolgen muß, nicht nur im Interesse der deutschen Industrie, sondern im Interesse der Fortentwicklung des internationalen Luftfahrwesens; und damit eines Verkehrsmittels, dessen die Weltwirtschaft zu einer gesunden Entwicklung nicht mehr entbehren kann.

Das Ausland dagegen wird bald zu der Überzeugung gelangen, daß der Ausschluß eines Landes mit hochentwickelter Technik vom Weltmarkt nur nachteilig auf die eigene Industrie wirken muß. Hauptsächlich bei der Luftfahrt, die infolge ihrer Eigenart auf die internationale Entwicklung angewiesen ist. Es wird sich auch nicht den Bedenken verschließen können, daß dem eigenen Verkehr große Gefahren entstehen, wenn sich Deutschland gezwungen sieht, Vorschriften zu erlassen, die den Verkehr auf Fahrzeuge beschränken, wie sie ihm selbst nur zugebilligt sind. Ein internationaler Verkehr unter Umgehung eines Wirtschaftszentrums, wie es das Deutsche Reich im Kontinent darstellt, wird aber auch der Wirtschaftlichkeit des ausländischen Transitverkehrs einen entscheidenden Stoß versetzen.

Ausschreibung für beste Flugleistungen mit einem Segelflugzeug für zwei Insassen.

§ 1. Veranstalter, Name, Ort und Zeit des Wettbewerbes.

Der »Deutsche Luftfahrt-Verband, E. V.« schreibt unter besonderer Mitwirkung der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, E. V.« und des »Deutschen Modell- und Segelflugverbandes, E. V.« einen Wettbewerb für Segelflugzeuge für zwei Insassen aus.

Die Veranstaltung führt den Namen: »Rhön-Zweisitzer-Wettbewerb.«

Die Geschäftsstelle für die Veranstaltung ist die Geschäftsstelle des »Deutschen Luftfahrt-Verbandes, E. V.« Bremen, Bahnhofstr. 35; sie kann vorübergehend in die Rhön verlegt werden.

Die Veranstaltung ist auf die Zeit vom 1. Juni 1922 bis zum 31. Dezember 1922 beschränkt. — Die Veranstalter behalten sich vor, die Frist für den Wettbewerb oder auch nur für die Durchführung der Wettbewerbsflüge bis zum 31. März 1923 zu verlängern.

Alle Flüge, für die eine Wertung beansprucht wird, müssen auf den Hängen und benachbarten Höhen der Wasserkuppe in der Rhön ausgeführt werden.

§ 2. Zugelassene Flugzeuge.

Zum Wettbewerb sind Flugzeuge zugelassen, welche Eigentum eines deutschen Reichsangehörigen oder einer deutschen juristischen Person sind, von Deutschen hergestellt und von Deutschen geführt werden.

Im übrigen müssen die Flugzeuge folgenden Bedingungen entsprechen:

a) Sie müssen für die Mitnahme von zwei Insassen (insgesamt mindestens 150 kg) eingerichtet sein.

b) Sie dürfen nicht mit Triebkraftquelle ausgerüstet sein.

c) Sie müssen durch Ruderlegen gesteuert werden.

d) Sie müssen von zwei Mann in höchstens 15 Minuten aufgerüstet und in höchstens 15 Minuten abgerüstet werden können.

e) Sie müssen flugbereit in einem Raum 15 · 15 · 4 m unterstellbar sein.

f) Die Ausmaße der transportbereiten Flugzeuge dürfen
in der Breite nicht 3 m,
in der Länge nicht 9,5 m,
in der Höhe nicht 4 m
überschreiten.

g) Die Bausicherheit der Flugzeuge ist nachzuweisen.

§ 3. Geforderte Mindestflugleistungen.

Mit den am Wettbewerb beteiligten Flugzeugen müssen folgende Flugleistungen unter Mitnahme einer Zuladung von mindestens 150 kg erzielt werden:

a) Drei glatte Landungen,

b) eine vollständig durchflogene geschlossene Kurve, im Drehsinn rechts,

c) eine vollständig durchflogene geschlossene Kurve, im Drehsinn links,

d) eine Flugstrecke von mindestens 5 km Länge in der Geraden gemessen, von der Abflugstelle bis zur Landestelle im Grundriß.

§ 4. Preis.

Ein unteilbarer Preis in Höhe von M. 75000 wird dem Eigentümer desjenigen Flugzeuges zuerkannt, das den Anforderungen der §§ 2 und 3 dieser Ausschreibung genügt hat und auf einem Fluge unter Mitnahme einer Zuladung von mindestens 150 kg die größte Flugdauer bei einer mittleren Sinkgeschwindigkeit von höchstens 0,60 m/s erzielt hat.

§ 5. Meldung.

Antrag auf Zulassung zum Wettbewerb kann jederzeit bis spätestens 1. Dezember 1922, 12 Uhr mittags, bei der Geschäftsstelle auf dem vorgeschriebenen, von dieser erhältlichen Meldevordruck durch den Flugzeugeigentümer oder dessen bevollmächtigten Vertreter gestellt werden.

Sämtliche am Wettbewerb beteiligten Personen müssen sich zur Anerkennung der Ausschreibung und späteren, von den Veranstaltern oder deren Beauftragten zu erlassenden Bestimmungen bei Abgabe der Meldungen verpflichten. Sie haben gleichzeitig auf etwaige Entschädigungsansprüche aller Art gegen die Veranstalter und ihre Beauftragten schriftlich zu verzichten. Für Minderjährige oder unter Vormundschaft stehende Personen hat der Verzicht seitens des gesetzlichen Vertreters zu erfolgen. Der Rechtsweg ist auch für den Fall auf seiten der Veranstalter oder ihrer Beauftragten vorliegender Fahrlässigkeit ausgeschlossen.

Dem Antrag auf Zulassung ist ein Nenngeld in Höhe von M. 500 beizufügen. Dieses Nenngeld wird nach Erbringung des Nachweises genügender Baufestigkeit des Flugzeuges in voller Höhe zurückerstattet.

Dem Bewerber wird die erfolgte Zulassung oder Ablehnung von der Geschäftsstelle mitgeteilt, ohne daß die Veranstalter zur Angabe von Gründen verpflichtet sind.

§ 6. Beurkundungen und Nachweise.

Die Erfüllung der in den §§ 2 bis 4 dieser Ausschreibung geforderten Bedingungen und Anforderungen ist zu beurkunden. Die Beurkundung der Flugleistungen erfolgt durch Sportzeugen, die von den Veranstaltern für die Bewerber kostenlos gestellt werden. Einzelheiten für die Form der Beurkundungen werden von den Veranstaltern festgesetzt und nach Eingang der Anträge auf Zulassung zum Wettbewerb den Antragstellern mitgeteilt.

§ 7. Wettbewerbsausschuß.

Zur Durchführung des Wettbewerbes wird folgender Ausschuß eingesetzt:

Vorsitzer: Dr. Karl Kotzenberg, Frankfurt a. M.,
Stellvertreter: Albert Mühlig-Hofmann, Stettin,
Geschäftsführer: Hans Herr, Bremen,



Mitglied: Dr. Wilhelm Hoff, Adlershof,
» Georg Krupp, Berlin,
» Kurt Student, Berlin,
» Dr. Franz Linke, Frankfurt a. M.,
» Dr. Walter Georgii, Frankfurt a. M.,
» Max Krause, Berlin.

§ 8. Preisgericht.

Der Wettbewerbsausschuß ist zugleich Preisgericht. Das Preisgericht erkennt auf Grund der eingegangenen Urkunden den Preis zu mit einfacher Stimmenmehrheit der anwesenden Mitglieder. Bei Stimmengleichheit entscheidet die Stimme des Vorsitzers. Die Entscheidung des Preisgerichts ist endgültig; der Rechtsweg ist ausgeschlossen.

§ 9. Verschiedenes.

Während der Zeit des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1922 haben die Wettbewerber sich den Anordnungen der Veranstalter des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes in bezug auf Durchführung ihrer Flüge zu fügen.

Die Veranstalter behalten sich das Recht vor, in Fällen höherer Gewalt Abänderungen und Ergänzungen dieser Ausschreibung zu beschließen und allgemein den Bestimmungen dieser Ausschreibung Auslegung zu geben.

Bremen, den 10. April 1922.

Deutscher Luftfahrt-Verband E. V.

Buff, 1. Vorsitzender. Herr, Geschäftsführer.

Ausschreibung
für einen alljährlichen Wettbewerb um einen „Kotzenberg-Hochschul-Wanderpreis" für Segelflüge.

§ 1.

Die »Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrer-Verbandes (E. V.)« schreibt einen, zunächst bis 31. Dezember 1926 alljährlich wiederkehrenden Wettbewerb um den »Kotzenberg-Hochschul-Wanderpreis« für Segelflüge aus, der nach den nachstehenden Bedingungen ausgetragen wird.

§ 2.

Der »Kotzenberg-Hochschul-Wanderpreis« wird für die Dauer eines Jahres demjenigen Bewerber (vgl. § 4) zugesprochen, welcher während Jahresfrist die größte Segelflugdauer bei einer mittleren Sinkgeschwindigkeit des Flugzeuges von höchstens 0,40 m/s nachweist.

§ 3.

Der »Kotzenberg-Hochschul-Wanderpreis« ist ein Ehrenpreis. Der gewinnende Bewerber und sein Führer werden in geeigneter Weise auf dem Ehrenpreis namhaft gemacht. Dem alljährlichen Gewinner des Kotzenberg-Hochschul-Wanderpreises können jedoch außerdem Geldmittel zur Unterstützung für weiteres Arbeiten im Segelflugsport zugleich mit der Übergabe des Preises überwiesen werden.

Der Kotzenberg-Hochschul-Wanderpreis wird der Studentenschaft des gewinnenden Bewerbers für die jeweilige Gewinndauer anvertraut und ist möglichst an bevorzugter Stelle der Hochschule aufzustellen. War derselbe Bewerber im Wettbewerb um den Kotzenberg-Hochschul-Wanderpreis dreimal siegreich, so geht der Preis endgültig in das Eigentum der Studentenschaft derjenigen Hochschule über, welcher der siegreiche Bewerber angehört.

§ 4.

Der Eigentümer des Flugzeuges ist Bewerber. Als Bewerber sind deutsche Studenten, welche an einer deutschen Hochschule eingeschrieben sind, oder Studentenvereinigungen einer deutschen Hochschule zugelassen. Der Bewerber kann entweder sich oder einen anderen deutschen Studenten, welcher an einer deutschen Hochschule eingeschrieben ist, als Führer benennen.

§ 5.

Zum Wettbewerb sind Flugzeuge ohne motorischen Antrieb zugelassen. Vorrichtungen zur Ausnutzung der Muskelkraft gelten nicht als motorischer Antrieb. Jede Abflugsart vom Boden, auch solche mit fremden Hilfsmitteln, ist zulässig.

§ 6.

Der Wettbewerb findet innerhalb des Deutschen Reiches statt. Er wird im ersten Jahr am 1. Mai 1922, die folgenden Jahre am 1. Januar eröffnet und jedesmal am 31. Dezember, zuletzt am 31. Dezember 1926, geschlossen.

§ 7.

Segelflugdauer und mittlere Sinkgeschwindigkeit müssen durch zwei von der »Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrer-Verbandes« für diesen Wettbewerb schriftlich ernannte Prüfer bescheinigt werden.

Anträge auf Zuerteilung des Kotzenberg-Hochschul-Wanderpreises sind, zusammen mit der Prüfbescheinigung, zwei von den Prüfern als richtig bescheinigten Lichtbildern des Flugzeuges und einer Eigentumserklärung des Bewerbers spätestens bis zum 15. Januar, 12 Uhr mittags, vom Bewerber unter Benennung des Flugzeugführers an die Geschäftsstelle der »Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrer-Verbandes« einzusenden.

Die Prüfung der Anträge und die Preiszuerteilung erfolgt durch ein von der »Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrer-Verbandes« berufenes Preisgericht von fünf Mitgliedern.

Gegen die Entscheidung des Preisgerichtes gibt es eine Berufung. Eine solche muß innerhalb 10 Tagen, nachdem die Entscheidung des Preisgerichtes durch eingeschriebenen Brief zur Post gegeben war, der Geschäftsstelle der »Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrer-Verbandes« zugegangen sein, die alsdann ein Schiedsgericht bildet, das aus zwei von der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt (E. V.)« und zwei von der »Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrer-Verbandes (E. V.)« bestellten Mitgliedern besteht. Als Vorsitzender tritt ein Vorstandsmitglied der »Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V.« hinzu.

Der ordentliche Rechtsweg ist in jedem Falle ausgeschlossen.

§ 8.

Die »Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrer-Verbandes« behält sich vor, diese Ausschreibung zu ergänzen oder vor dem 1. Dezember jeden Jahres mit Wirkung nach dem 1. Januar des folgenden Jahres abzuändern.

§ 9.

Die »Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrer-Verbandes« lehnt jede Haftung für sich, die Preis- und Schiedsrichter gegenüber dem Bewerber, dem Führer des Flugzeuges, den Prüfern und anderen Personen ab.

Frankfurt a. M., den 30. April 1922.

Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrer-Verbandes.

Dr. K. Kotzenberg.

Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1922.

Bekanntmachung II.

Anweisung zur Baubeschreibung.

Zur Baubeschreibung gehören folgende Unterlagen:

1. Allgemeine Beschreibung. Diese soll die genaue Mitteilung des Erbauers (Name und Anschrift), sowie kurzgefaßte Angaben über die besondere Bauart, Eigenschaften, Leistungen, Abweichungen von motorlosen Flugzeugen desselben Erbauers enthalten.

2. Gewichtsübersicht. Diese soll die sorgfältig nachgewogenen Gewichte nachstehender Teile enthalten: Flügel . . . . kg, Rumpf mit Fahrgestell . . . . kg, Leitwerk und Steuerungsteile . . . . kg, Sonstiges . . . . kg. Insgesamt . . . . kg.

3. Hauptzeichnungen des Flugzeuges, welches seine Hauptansichten darstellen und die wichtigsten Maße und Angaben enthalten. Sie müssen schwarz auf weiß dargestellt sein (Weißpausen von Tuschzeichnungen sind zulässig) und folgendes enthalten:

Eine Gesamtansicht von links gesehen, eine Vorderansicht, je eine Ansicht von oben und unten. Der Maßstab ist so zu wählen, daß eine klare Darstellung des Flugzeuges ermöglicht ist. In Frage kommen die Maßstabe 1:5 und 1:10.

Die Zeichnungen müssen mindestens folgende Maße und Angaben enthalten:

Spannweite aller Flügel, Länge und Höhe des Flugzeuges, Staffelung, Flügelabstand, Stielabstände von Rumpfmitte aus gemessen, Flügeltiefe innen und außen, größte Breite und Höhe des Rumpfes, Tiefe und Breite der Flossen, Quer-, Seiten- und Höhenruder, Höhe der Vorderkante des untersten Flügels über Boden, wagrechter Abstand einer etwa vorhandenen Radachse von Vorderkante des untersten Flügels, Raddurchmesser, Spurweite des Fahrgestells. Bei Fahrgestellen, welche keine Räder besitzen, entsprechende Maße.

Einstellwinkel der Flügel und Flossen am Rumpf und jedem Stiel gemessen, V- und Pfeilstellung, Flächeninhalte der Flügel, Flossen und Ruder, Art der Federung des Fahrgestells.

Eintragung des Schwerpunktes des beladenen und leeren Flugzeuges und Angabe der Momentenarme zu den Schwerpunkten der Teilwerte.

Darstellung der Steuerzüge, Angabe der Steuerungen.

Darstellung des Querschnittes der Hauptflügel- und Leitwerksrippen.

Besondere Angaben, wenn es die Bauart des Flugzeuges notwendig macht.

Die Geschäftsstelle des Rhön-Segelflug-Wettbewerbs 1922.

Nutzanwendung des Segelfluges.

Von G. Krupp.

a) Für den Luftverkehr. Zum Segelflug sind Flugzeuge mit besonders geringem Gesamtgewicht geeignet. Das Fehlen des Motors und der übrigen zur Antriebsanlage gehörigen Teile ermöglichen einen einfachen Aufbau und damit Versuche mit Flugzeugbauten, die auf andere Weise nur mit hohem Kostenaufwand möglich sind. Schon jetzt hat die konstruktive Ausbildung einzelner erfolgreicher Segelflugzeuge gezeigt, daß aus dem Segelflugzeugbau wertvolle Anregungen für den Motorflugzeugbau sich ergeben.

Insbesondere sind diese Versuche in einer Zeit wichtig, wo es der deutschen Industrie unmöglich ist, mit Motorflugzeugen eingehende Versuche durchzuführen. Es ist mit Bestimmtheit zu erwarten, daß das Motor-Kleinflugzeug aus den Erfahrungen mit den motorlosen Flugzeugen viel Nutzen ziehen wird. Es kann auch erwartet werden, wenn größere Erfahrungen mit Segelflugzeugen vorliegen, daß diese auch beim Motorflugzeug durch zeitweiliges Abdrosseln des Motors angewendet werden. Mit jeder bautechnischen Förderung wird die Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs gehoben werden können. Da das Bestehen eines Luftverkehrs in letzter Linie von seiner Wirtschaftlichkeit abhängig ist, wird eine reiche Unterstützung des Segelfluges mittelbar zur Besserung der Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs beitragen.

Die Abwesenheit einer motorischen Antriebsanlage und die dadurch gegebenen einfachen baulichen Verhältnisse sichern einen billigen Flugzeugbau. Die Herabsetzung der Betriebskosten und die Freude am motorlosen Segeln, welche nicht unterschätzt werden darf, werden dem Segelflugzeug guten Nutzen bringen.

Außerdem wird die Beschäftigung mit dem Segelflugzeug manche wertvollen Aufschlüsse in den Windverhältnissen geben, die bisher noch ungeklärt sind. Es ist anzunehmen, daß die aerologische und meteorologische Wissenschaft hierdurch gefördert werden wird.

b) In sportlicher Hinsicht. Der Segelflugsport ist bereits nach den jetzigen Ergebnissen als eine billige und anziehende Sportbetätigung anzusehen. Die Anwendung eines schwachen Hilfsmotors bildet den besten Übergang zu dem eigentlichen Motorflugsport. Es ist wohl möglich, daß der Sportflieger im gleichen Maße die natürlichen Energiequellen des Windes und die Motorreserve in Anspruch nehmen wird.

Bei den bisherigen Segelflug-Wettbewerben ist vor allen Dingen die Jugend mit großer Begeisterung tätig gewesen. Durch die Betätigung unserer Jugend an diesem neuen und recht gesunden Sport wird der »Luftgedanke« mehr und mehr ins deutsche Volk hineingetragen. Dadurch wird der Luftverkehr und das allgemeine Wissen über die Luftfahrt bedeutend gehoben.

c) Für die Ausbildung der Flugzeugführer. Durch die Ausbildung von Flugzeugführerpersonal auf Segelflugzeugen werden die Kosten bedeutend verringert (Betriebsstoff- und Personalersparnis). Ferner ist die Schulung eine intensivere, da die Schüler weit häufiger mit ungewöhnlichen Luft- und Windverhältnissen zu tun bekommen, als es beim Motorflug der Fall ist. Das fliegerische Gefühl wird dadurch bedeutend gesteigert, da dem Segelflug vor allen Dingen die Aufgabe zugrunde liegt, aufsteigende und den Flug fördernde Luftverhältnisse aufzusuchen.

Die Erfahrung hat gelehrt, daß die Gleitflieger, welche bereits in der Rhön im Jahre 1912 auf unvollkommenen Flugzeugen geübt haben, nach kurzer Eingewöhnung auf Motorflugzeugen ausgezeichnete Flugzeugführer geworden sind.

Der Luftverkehr wird in absehbarer Zeit fliegerisch geschultes Ersatzpersonal benötigen. Den bereits in früheren Zeiten ausgebildeten Flugzeugführern ist daher im Segelflug eine Möglichkeit gegeben, in der Übung zu bleiben, um ihre Fähigkeiten zu bewähren.

Die der Technik sich zuwendende Jugend sowie die Konstrukteure und Ingenieure werden ihre theoretischen Kenntnisse im Flugwesen durch das Vorhandensein guter Segelflugzeuge praktisch fördern können, da an Segelflugzeugen die flugtechnischen Eigenschaften eines Flugzeuges weit besser nachzuweisen sind als an einem Motorflugzeug.

Durch die ausgezeichnete Schulung, welche die Führer von Segelflugzeugen erhalten, sind gute Flugzeugführer für den Motorflugzeugbau sichergestellt.

Das Reich hat ein Interesse an fliegerisch gut ausgebildeten Führern, um damit den Ruf des deutschen Luftverkehrs zu heben. Eine Unterstützung des Segelflugwesens wird deshalb auch in dieser Hinsicht von großem Nutzen sein.



Luftfahrt im Schulunterricht.

Von E. Everling.

»Technisches Denken und Schaffen« findet im Schulunterricht leider immer noch nicht die gebührende Würdigung. Die Physiklehrbücher, die oft vortreffliche Gelegenheit hätten, Errungenschaften neuzeitlicher Technik als Beispiel für allgemeine Erkenntnisse zu verwenden, lassen sich vielfach die besten Lehrmittel entgehen; sie bringen statt der Turbine das Segnersche Wasserrad, von der Luftfahrt nur die alte Montgolfiere. Obwohl die neueren Maschinen klarer aufgebaut und von schmückendem Beiwerk befreit, anderseits mit einer Reihe lehrreicher Hilfseinrichtungen versehen sind; obwohl die Werke der Technik unserer Tage auch den Schüler weit mehr zu fesseln vermögen als geschichtlich Überlebtes, das ihm ja in andern Unterrichtsstunden ausschließlich geboten wird.

Die Luftfahrt ist, wie kaum ein anderes Gebiet der Technik, als Lehrmittel, als Quelle für Beispiele zu physikalischen und chemischen Lehrsätzen geeignet, weil sie einmal das lebhafteste Interesse der Jugend genießt, weil sie sich weiter die verschiedensten Naturgesetze dienstbar gemacht hat, weil sie endlich Erkenntnisse vermittelt, die für die mannigfaltigsten wissenschaftlich-technischen Anwendungen nützlich sein können. Alle Zweige der Mechanik: Bewegung, Gleichgewicht von Kräften und Momenten an starren Körpern, Strömungslehre, ferner Wärmelehre und Chemie können aus dem Interesse der Jugend für die Luftfahrt Nutzen ziehen, wenn sie anknüpfen an eigene Beobachtungen und willig aufgenommene Berichte über Bruchlandungen (Trägheitskraft), Windeinfluß (Zusammensetzung von Bewegungen), Schräglage in der Kurve (Fliehkraft) und vieles andere mehr.

Umgekehrt hat die Schule gerade gegen die Luftfahrt auch Pflichten. Der Zweig der Technik, der dem Menschen die dritte Dimension erschloß, der Weg, auf dem unser Lilienthal und unser Zeppelin bahnbrechend vorangingen, ist uns Deutschen vom Neid der Feinde versperrt, unsere wirtschaftliche Not hat ihn steinig und öde gemacht, bis wir ihn von neuem beschreiten können. Da muß die Schule, der wir die Jugend anvertrauen, uns helfen, das hohe Kulturgut zu bewahren, Kenntnis und Verständnis der Luftfahrt, ihrer wissenschaftlichen Grundlagen und ihrer technischen Möglichkeiten, zu verbreiten, den Grund zu legen, auf dem gründliche Fachlehre, erfahrener Gestaltungsunterricht unserer Technischen Hochschulen weiter bauen kann.

Das läßt sich nicht erzwingen. Es erfordert verständnisvolle Mitarbeit solcher Lehrer, die Gelegenheit hatten, sich mit dem Fach durch Erfahrung oder Studium vertraut zu machen.

Die Luftfahrt als Lehrmittel dagegen kann in den physikalisch-chemischen Schulunterricht durch planmäßiges Zusammenarbeiten von Luftfahrern und Schulmännern rasch und gründlich hineingetragen werden. Die WGL kennt auch hier ihre Pflicht und hat gern eine Reihe von Mitgliedern in den »Sonderausschuß zur Förderung der Luftfahrt im Schulunterricht« entsandt, den die Preußische Hauptstelle für den naturwissenschaftlichen Unterricht vor Jahresfrist gründete.

Wir dürfen wohl verraten, daß er einige Unterausschüsse gebildet und schon recht fleißig gearbeitet hat. Er wird gewiß bald von sich hören lassen.

Möge diese Tätigkeit der Schuljugend und der Luftfahrt, darüber hinaus auch der ganzen Technik, deren Zukunft auf der Jugend beruht, zum Nutzen sein!

Die Technisch-Wissenschaftliche Lehrmittelzentrale (TWL).

Die Technisch-Wissenschaftliche Lehrmittelzentrale (TWL) ruft zur Mitarbeit auf:

Nachdem das Kuratorium der »Technisch-Wissenschaftlichen Lehrmittelzentrale« (TWL) beim Deutschen Verband Technisch-Wissenschaftlicher Vereine[1]) unter dem Vorsitz von Dr.-Ing. e. h. Lasche eingesetzt ist und die Lehrmittelzentrale selbst am 1. Januar 1922 ihre Arbeiten aufgenommen hat, ergeht an die deutsche Wissenschaft und Industrie der Aufruf, durch sorgfältig ausgewählte und durchgearbeitete Unterlagen, die zeichnerisch tunlichst den »Leitsätzen«[2]) voll entsprechen, die Lehrmittelzentrale bei ihren Bemühungen um verbesserte Lehrmittel zu unterstützen.

Gebeten wird um:

a) Berichte über eigene Forschungsergebnisse. Jeder Bericht soll möglichst nur einen einzigen in sich geschlossenen Gedanken in vollendeter bildlicher und textlicher Darstellung behandeln,

b) Referate über Arbeiten anderer, namentlich über Aufsätze in ausländischen Büchern und Zeitschriften (der Name des verantwortlichen Berichters wird bei der Wiedergabe in allen Fällen angeführt),

c) planmäßige Bearbeitung der vorhandenen wissenschaftlichen und konstruktiven Unterlagen auf bestimmten, in sich abgegrenzten Gebieten nach den Grundsätzen der Lehrmittelzentrale,

d) Werkstattzeichnungen als Vorlagen für den Konstruktionsunterricht.

Sämtliche Lehrmittel sollen in Form von Textblatt mit Bild der Allgemeinheit zugänglich gemacht werden.

Vor Inangriffnahme größerer Arbeiten oder Einsendung von Werkstattzeichnungen wird Verständigung mit der Lehrmittelzentrale erbeten. Briefanschrift: T.-W. Lehrmittelzentrale, Berlin NW 87, Huttenstr. 12/16.

Die Hauptrichtlinien für die Aufnahme und Weitergabe der Lehrmittel, insbesondere an Hochschulen und technischen Mittelschulen, werden demnächst bekannt gegeben.

Diapositive: Es hat sich als zweckmäßig erwiesen, dem Schriftstreifen am unteren Rande des durchsichtigen Teiles des Bildes 8 mm — statt, wie bisher, 10 mm — Breite zu geben (Punkt 16 der »Leitsätze«). Die kleinen Buchstaben auf den Diapositiven dürfen nicht unter 1,5 mm Höhe haben (Punkt 17). Zu Punkt 20 »Mikrophotographie« sind vom Verein Deutscher Eisenhüttenleute folgende Vergrößerungen vorgeschlagen: 1, 2, 5, 10, 20, 50, 100, 200, 500, 1000.

Die TWL hat Vorlagetafeln für Anfertigung von Originalzeichnungen für Diapositive hergestellt, aus denen die vorgeschriebenen Strichstärken, Schriftgrößen usw. ersichtlich sind. Sie können von der Geschäftsstelle der TWL, Berlin NW 87, Huttenstraße 12/16, in folgenden Größen bezogen werden:

Größe 1/1	Bildfläche	940 × 660 mm
» 1/2	»	470 × 330 mm
» 1/4	»	235 × 165 mm.

Ein Satz kostet:

Auf Pappe aufgezogen	M. 100.—
unaufgezogen	M. 60.—.

[1]) Diesem Verbande gehört auch die WGL an. D. Schriftl.

[2]) Die »Leitsätze für Vortragswesen und Lehrmittel« sind mit den Vorträgen von Dr.-Ing. Lasche und TWL-Textblatt 49: »Vielschlagprobe« in einem Sonderdruck zusammengefaßt, der von der TWL, Berlin NW 87, Huttenstr. 12/16, zum Preise von M. 10 zu beziehen ist. TWL-Textblatt 49 ist gegen Voreinsendung von M. 1.— für das Stück (bei Bestellungen bis zu 10 Stück zuzüglich M. 1.— Versandkosten) zu erhalten.

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Deutschland.

Der deutsche Luftverkehr 1922. Vom Reichsverkehrsministerium sind für das Flugjahr 1922 — 1. April bis 31. Oktober 1922 — folgende regelmäßige Flugverbindungen genehmigt worden:

Luftverkehrslinien für das Jahr 1922 (1. April bis 31. Oktober 1922).

Lfd. Nr.	Bezeichnung der Strecke	Entfernung im einzelnen km	Gesamtentfernung km	Betreibendes Luftverkehrsunternehmen	Strecke wird beflogen	In welcher Zeit	Bemerkungen
1.	Rotterdam—Amsterdam Amsterdam—Bremen Bremen—Hamburg	58 274 94	426	Deutsche Luftreederei	täglich 1 Hin- und Rückflug	1. 4. bis 31. 10.	
2.	Berlin—Stettin Stettin—Danzig Danzig—Königsberg*)	126 389 148	663	Lloyd-Ostflug	„	„	*) ab Danzig erst vom 15. 4. 22.
3.	Hamburg—Stettin	300	300	„	„	„	
4.	Berlin—Bremen	313,5	315,5	Lloyd-Luftverkehr Sablatnig	„	„	
5.	Bremen—Hannover Hannover—Magdeburg Magdeburg—Leipzig Leipzig—Dresden	100 132 100 100	432	Deutscher Luft-Lloyd	„	„	
6.	Berlin—Leipzig Leipzig—Fürth i. B. — (Nürnberg) Fürth i. B.—(Nürnberg)—München München—Augsburg	147 228 140 56	581	Bayerische Rumpler-Werke	„	„	
7.	München—Konstanz	186	186	Bayerischer Luft-Lloyd	„	„	
8.	Stuttgart—Fürth i. B. (Nürnberg)	157	157	Strähle, Schorndorf	„	„	
9.	Hamburg—Berlin Berlin—Dresden	255 163	418	Deutsche Luftreederei	Hamburg—Berlin 2 tägl. Hin- und Rückflüge Berlin—Dresden 1 Hin- u. Rückflug	„	
10.	Königsberg – Kowno Kowno—Riga	219 230	449	Lloyd-Ostflug	Königsberg—Kowno tägl. 1 Hin- und Rückflug Kowno—Riga wöchentl. 3 Hin- u. Rückflüge	15. 4. bis 31. 10.	
11.	Danzig—Königsberg Königsberg—Memel Memel—Riga Riga—Reval	148 136 290 282	856	Deutsche Luftreederei	Danzig—Riga wöchentl. 3 Hin- und Rückflüge Riga—Reval tägl. 1 Hin- u. Rückflug	„	
12.	Bremen—Wangerooge Wangerooge Norderney	99,5 49	148,5	Lloyd-Luftverkehr Sablatnig	täglich 1 Hin- und Rückflug	1. 7. bis 15. 9.	
13.	Hamburg—Westerland	185	185	Deutsche Luftreederei	„	„	

22/13. 1.

Ein nationaler Flugmodellwettbewerb 1922 wird von dem Deutschen Modell- und Segelflugverband am 25. Mai 1922 in Frankfurt a. M. veranstaltet. Die Beteiligung ist offen für jeden Deutschen. Meldeschluß 15. Mai 1922. Geschäftsstelle des Wettbewerbs Frankfurt a. M., Robert-Mayer-Str. 2. Preise ca. M. 5000. (Flugsport, 15. 3. 22.) 22/13. 3.



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugzeugbau. Der Flügel mit zugespitzten Enden. — v. Prondzynski, Der Luftweg, Bd. 6, Nr. 6, 23. März 1922, S. 62/64 (2½ Sp., 1 Zahltaf., 8 Skizz.). W. **22/14. 13.**

Flugzeugbau. Tätigkeit der Niederländischen Flugzeug-Werke (Fokker) 1921. — L'Air, Bd. 4, Nr. 57, 20. März 1922, S. 24 (½ Sp., o. Abb.).

Während 1921 wurden neu konstruiert:

Schul-Eindecker mit 90 PS-Curtiss, zwei nebeneinanderliegende Sitze.

Jagdeinsitzer mit Siddeley-»Puma«-Motor für Niederländisch-Indien (umgebauter Fok D VII).

See-Verkehrseindecker mit Schwimmern und BMW-Motor.

Torpedoflugzeug.

Aufklärungsflugzeug mit 400 PS-Liberty-Motor.

F. IV-Verkehrseindecker mit Liberty-Motor für 10 Reisende. W. **22/14. 14.**

Flugzeugberechnung. Bewertung eines Flugzeuges (Waarde-Beoordeeling van een vliegtuig). — H. J. Takens, Het Vliegveld, Bd. 6, Nr. 2, Febr. 1922, S. 26 (1½ Sp., 1 Zahlentaf., o. Abb.).

Zur überschlägigen Beurteilung der Transportleistung eines Flugzeuges empfiehlt es sich, den aus Nutzlast und ideellem Schraubenzug (unter Annahme eines Wirkungsgrades von 100 vH) gebildeten Quotienten der Bewertung zugrunde zu legen:

$$\text{Wertzahl} = \frac{P \cdot v}{75 \cdot N}$$

worin P die Nutzlast (kg), v die Fluggeschwindigkeit (m/s) und N die Motorleistung (PS) bedeuten. Aus dem Vergleich dreier deutscher Verkehrseindecker (Dornier C III, Junkers J 3, Sablatnig P 3) geht der Junkers-Eindecker dabei als überlegen hervor. W. **22/14. 15.**

Flugzeugberechnung. Flug mit festem Ruder. Schwerpunktsbewegung eines Körpers im widerstehenden Mittel. (Vol de l'avion à commandes bloquées. Mouvement du centre de gravité d'un solide dans un milieu résistant), vgl. 21/31. 21 und 21/38. 33. — Alayrac, L'Aérophile, Bd. 30, Nr. 1/2, 1/15. Jan. 1922; S. 9/11 (5 Sp., 1 Schaub., 1 Zusammenstellung). W. **22/14. 16.**

Flugzeugbeschreibung. Curtiss-Zweimotoren-Torpedo-See-eindecker. — Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 25, 27. Febr. 1922, S. 586/587 (½ Sp., 1 Lichtb., 1 Skizz.).

Eindecker, von der Curtiss Aeroplane and Motor Corporation, Garden City, L. I., für die amerikanische Marine erbaut und kürzlich an die Seeflugstation Anacostia, Wash., abgeliefert; ist zur Mitnahme eines 750 kg-Torpedo oder von Bomben eingerichtet.

Eindecker, Zweischwimmerflugzeug mit dickem, freitragenden Flügel, in dem zwei Curtiss C. D.-12 Motoren zu je 400 PS seitlich in besonderen Rümpfen eingebaut sind. Zugschrauben, Lamblinkühler unter dem Flügel im Schraubenstrahl. Doppelrumpfbauart mit zwei schmalen Trägern.

Benzinbehälter für 3 h, F. T.-Ausrüstung und Sitze im kurzen Mittelrumpf. Flügelgerippe aus Holz mit Stoffbespannung. Flügel wird nach außen trapezförmig schmaler, das Profil dünner. Es ist beabsichtigt, das Flugzeug später in Metall auszuführen.

Schwimmgestell ruht auf zwei 7,62 m langen Schwimmern, die unter jedem Motor angeordnet sind. Schwimmer miteinander nicht verbunden, um Torpedo-Abwurf nicht zu behindern. Die Motor-Rümpfe tragen hinten das Schwanzleitwerk in Doppelrumpfanordnung; von diesem führen zwei weitere Streben zu den Schwimmerhecks. Quer- und Höhenruder entlastet.

Motoren: Zwei Curtiss C. D.-12, je	400	PS
Gesamtleistung	800	PS
Spannweite	19,75	m
Flügeltiefe innen	4,88	m
Breite des mittleren Flügelteils einschl. Mittelrumpf	4,57	m
Länge	15,8	m
Höhe	4,85	m
Tragfläche	77	m²
Besatzung	2	Mann
Benzinbehälter für 3 h	820	l
Nutzlast	1,67	t
Höchstgeschwindigkeit	180	km/h
Gipfelhöhe bei 1,72 t Nutzlast	4,0	km

Ez. **22/13. 30.**

Flugzeugbeschreibung. Bristol-Verkehrs-Doppeldecker. — Flight, Bd. 14, Nr. 3, 19. Jan. 1922, S. 37 (2 Sp., 1 Lichtb.).

Normaler zweistieliger und verspannter Doppeldecker mit unmittelbar an die Rumpfoberkante anschließendem Oberflügel. Gleichgroße, ungestaffelte Flügel. Seitenruder entlastet. Erste Ausführung: 450 PS-Napier-»Lion«-Motor, vierrädriges Fahrgestell mit Stoßradpaar. Gegenwärtig wird der 400 PS-Bristol-»Jupiter«-Sternmotor mit Luftkühlung in dem bekannten herausklappbaren Einbau verwendet und das Fahrgestell nach Art der Ausführung von De Havilland nur mit zwei Rädern gebaut. Hinter dem Motor ein Brandschott, dahinter dicht vor dem Oberflügel der Führerraum mit Sitz für Führer und Motorwart. Hinter dem Führerraum vollständig geschlossenes Abteil für acht Reisende. Notausgang im Abteildach. Heißluftheizung durch die Auspuffgase. Hinter dem Abteil ein Waschraum. Gepäckablage unter dem Führerraum im Rumpf. Benzinbehälter am Unterflügel seitlich des Rumpfes. Am Brandschott ein kleiner Falltank. Fahrgestell mit Öldämpfung und Gummifederung.

Motor: Bristol-»Jupiter«-Sternmotor	400	PS
Spannweite	17,5	m
Länge	12,35	m
Höhe	3,35	m
Leergewicht	1,82	t
Betriebsstoffe (410 l Benzin + 27 l Öl)	0,33	t
Besatzung (2 Mann)	0,14	t
Reisende (8)	0,55	t
Gepäck	0,16	t
Fluggewicht (bei Vollast)	3,00	t
Flächenbelastung	45,6	kg/m²
Leistungsbelastung (400 PS)	7,5	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	180	km/h
Höchstgeschwindigkeit in 1,5 km Höhe	177	km/h
Steigzeit auf 0,3 km Höhe	1,5	min
Steigzeit auf 1,5 km Höhe	13	min

W. **22/14. 18.**

Flugzeugbeschreibung. Farman »Goliath«-Doppeldecker mit Maybach-Motoren. — Het Vliegveld, Bd. 6, Nr. 2, Febr. 1922, S. 40 (1¼ Sp., o. Abb.).

Ein neuer Farman »Goliath«-Zweimotoren-Verkehrsdoppeldecker ist mit zwei deutschen Maybach-Motoren ausgerüstet und wird von der S. N. E. T. A. im Luftverkehr verwendet (Kennung »OBLON«). Das Flugzeug ist mit drahtlos-telephonischer Einrichtung versehen. W. **22/14. 19.**

Flugzeugbeschreibung. Gloucestershire-Verkehrsdoppeldecker. — X., Illustrierte Flug-Woche, Bd. 4, Nr. 6, 15. März 1922, S. 68/69 (3 Sp., 3 Übersichtsskizz., o. Maßangab.). W. **22/14. 20.**

Flugzeugbeschreibung. Potez X-Dreimotoren-Kolonial-Doppeldecker. — André Lesage, L'Air, Bd. 4, Nr. 57, 20. März 1922, S. 17/18 (4 Sp., 1 Zahltaf., 3 Übersichtsskizz.).

Die Betriebssicherheit ist durch die Verwendung von drei 180 PS-Hispano-Suiza-Motoren, die nicht untersetzt sind und nicht voll ausgenutzt werden, gewährleistet. Duraluminholme mit I-Querschnitt aus zwei Gurten und Doppelsteg, die durch Nietung verbunden sind. Rippen aus zwei U-Profilgurten und Gittersteg, ebenfalls aus Duralumin. 12fache Last beim Bruch. Flügelvorderkante aus zwei ineinander genieteten Profilen. Beiderseits acht einzelne Stiele aus Duralumin. Verspannung durch Stahlkabel. Beschläge der Verspannung umfassen den Holm vollständig. Rumpf dreiteilig. Vorderteil mit Mittelmotor und Stoßradfahrgestell vollständig aus Metall und im Fluge zugänglich; der dahinterliegende mittlere Rumpfteil mit Führerraum und Abteil ist eine Holzkonstruktion mit Sperrholzwänden, was aus Gründen der Schwingungsdämpfung sehr vorteilhaft ist. Führer sitzt vorn im Abteil. Abort mit Wasserspülung an der Abteilrückwand. Abteil im Schwerpunkt des Flugzeuges. Radsteuerung. Leitwerk mit oberhalb des normalen Höhenleitwerks liegenden, einstellbaren Trimmflossen für Höhen- und Seitensteuerausgleich. Höhen- und Seitenruder leicht entlastet. Querruder in beiden Flügeln, sind nicht entlastet. Fahrgestell mit bremsbaren Innenrändern. Motorgondeln vollständig aus Metall und ohne Verspannung, daher vibrationsfrei, haben genietete Duralumin-Blechspanten. Unter jedem Motor ein Lamblin-Kühler. Bei jedem Motor ein Brennstoffbehälter von 250 l, die durch eine Ringleitung miteinander verbunden sind, so daß eine einzige der drei Brennstoffpumpen die Betriebsstoffförderung sicherstellen kann.

Motoren:

drei Hispano-Suiza je	180	PS
Gesamtleistung	540	PS
Bohrung	120	mm
Hub	130	mm
Spannweite in beiden Flügeln	18,40	m
Flügeltiefe in beiden Flügeln	2,70	m
Flügelabstand	2,60	m
ganze Länge	12,95	m
ganze Höhe	4,15	m
Höhe der Mittelschraube über dem Boden	2,25	m
Höhe der Seitenschrauben über dem Boden	2,80	m
Oberflügel	49	m^2
Unterflügel	46	m^2
Tragfläche	95	m^2
Höhenleitwerk	11	m^2
Seitenleitwerk	3,9	m^2
Querruder (vier)	10,8	m^2
größter Rumpfquerschnitt	2,5	m^2
Triebwerk (ohne Tanks)	1,00	t
Behälter (700 l)	0,10	t
Flugwerk	1,20	t
Leergewicht	2,30	t
Betriebsstoffe für 600 km	0,42	t
Zuladung	1,00	t
Nutzlast	1,42	t
Fluggewicht	3,72	t
Flächenbelastung	30,3	kg/m^2
Leistungsbelastung (540 PS)	6,90	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe (geschätzt)	170	km/h
Rechnungsgipfelhöhe	5,0	km

Steigzeiten (rechnerisch? D. Ber.).

Höhe km	Steigzeit min	Drehzahl Umdr./min
1,0	4	1450
2,0	10	1450
3,0	17	1450
4,0	28	1450
5,0	50	1450

W. **22/14. 21.**

Flugzeugbeschreibung. Savoia-Zweimotoren-Verkehrsflugboot S. 24. — L'Air, Bd. 4, Nr. 57, 20. März 1922, S. 22/23 (1 Sp., 1 Lichtb.).

Normales Doppeldeckerflugboot mit einem Haupt- und einem Zwischenstielpaar (ähnlich Spad S VII. D. Ber.). Gleichgroße Flügel. Motoren dicht hintereinander unmittelbar unter dem Oberflügel eingebaut, besitzen Bug- und Heckkühler und treiben eine vierflüglige Zug- und eine gleiche Druckschraube in Tandemanordnung an. Doppeldeckleitwerk von 4 m Spannweite und 1,60 m Tiefe. Boot hat im Hauptspant 2 m Höhe und 2 m Breite und besitzt im vorderen Drittel eine Stufe. Im Boot Platz für acht Reisende, von denen fünf vor der Zelle und die übrigen dahinter sitzen.

Motoren: zwei Fiat A. 12 bis je	300	PS
Gesamtleistung	600	PS
Spannweite (in beid. Flügeln)	19,0	m
Flügeltiefe (oben)	2,80	m
Flügeltiefe (unten)	2,56	m
Flügelabstand	2,80	m
ganze Länge	13,30	m
ganze Höhe	4,75	m
Luftschraubendurchmesser	2,60	m
Luftschraubenabstand	3,50	m
Tragfläche	98,8	m^2
Leergewicht	2,60	t
Nutzlast	1,60	t
Fluggewicht	4,20	t
Flächenbelastung	43,6	kg/m^2
Leistungsbelastung (600 PS)	7	kg/PS
angenommene Höchstgeschwindigkeit	160	km/h
größte Flugdauer	10	h

W. **22/14. 22.**

Flugzeugfestigkeit. Aufstellung der Lastvielfachen von Flugzeugen. (Schedule of Load Factors for Heavier-Than-Air Craft.) — Unterausschuß für Lastvielfache, 673. Bericht des engl. Luftfahrtbeirates (Advisory Committee for Aeronautics, Reports and Memoranda, Nr. 673), 6. Jan. 1920, veröffentlicht 1920, S. 1/7 (5 S. 3 Zahltaf., o. Abb.); Weyl, ZFM, Bd. 13, Nr. 5, 15. März 1922, S. 67/70 (5 Sp., 3 Zahltaf., o. Abb.).

Unterteilung der Flugzeuge in eine allgemeine Gruppe (Eignung für Kunstflug usw.) und eine Verkehrsgruppe (lediglich für den Luftverkehr; keine Kunstflüge).

Belastungsfälle:

a) Lastvielfaches bei ganz vorn liegend angenommenem Druckmittelpunkt, betrifft im wesentlichen die Flügel (entspricht im wesentlichen dem deutschen »A«-Fall der BLV).

b) Lastvielfaches bei einer der größten Wagerechtgeschwindigkeit in Bodennähe entsprechenden Druckmittelpunktlage.

c) Sicherheitszahl am Ende eines Sturzfluges ohne Luftschraube.

d) Festigkeit von Rumpf und Seitenleitwerk bei einem vorgeschriebenen Auftriebsbeiwert des Seitenleitwerks und bekannter Höchstgeschwindigkeit des Flugzeuges.

e) Fahrgestellfestigkeit, gewährleistet durch ein Lastvielfaches und eine gegebene Fallgeschwindigkeit, bei der noch kein Bruch erfolgen darf.

Begriffsbestimmungen:

$$\text{Sicherheitszahl (»Factor of Safety«)} = \frac{\text{Bruchfestigkeit}}{\text{größtmögliche Last}};$$

$$\text{Lastvielfaches (»Load factor«)} = \frac{\text{Bruchfestigkeit}}{\text{Last im unbeschleunigten Wagerechtfluge}}.$$

Bei Weglassen eines Tragdrahtes oder eines Doppeldrahtes muß die Festigkeit der Flügelzelle noch wenigstens die Hälfte der vorgeschriebenen Lastvielfachen und Sicherheitszahlen in allen Belastungsfällen betragen.

Berechnungsverfahren: Unter Zugrundelegen der angeführten Lastvielfachen Festigkeitsrechnung nach dem Verfahren des »Handbuchs der Festigkeitsrechnungen« (»Handbook of Strength Calculations«, H. B. 806, 2. Ausgabe, veröffentlicht durch die »Technische Abteilung« des engl. Air Ministry). Überall »Entwurfsfestigkeitswerte«, nicht die aus Materialprüfversuchen gewonnenen Werte verwenden. Bei Stahlrohren Vorschriften des »Normenausschusses«, bei Stromliniendrähten Bruchfestigkeiten zugrunde legen. Überflüssige Drähte in der Rechnung vernachlässigen.

Für Fall »a« und »b« Druckmittelpunktlagen am besten durch Windkanalversuch an einem Modell mit 18,3 cm-Flügeltiefe bei 18,3 m/s zu bestimmen; zugelassen sind durch das Air Ministry auch Meßergebnisse an einem Eindeckermodell mit 7,6 cm-Flügeltiefe bei 12,2 m/s Windgeschwindigkeit.

Für die größte Wagrechtfluggeschwindigkeit in Bodennähe dimensionslose Erfahrungsformeln, die die Luftdichte, die Flächenbelastung und den Kehrwert der Leistungsbelastung enthalten und Ein- und Mehrmotorenflugzeuge sowie Flugboote durch besondere Zahlenwerte berücksichtigen. Belastungen für die Höhenflossen am Ende eines Sturzfluges müssen rechnerisch ermittelt werden, können aber für R. A. F. 15- und R. A. F. 6 C-Flügelschnitte Erfahrungswerten entnommen werden.

Belastungsannahmen für Fall »d«: Fahrgestellfestigkeit bei ruhender Belastung.

1. Radlandung bei wagerechter Flügelsehne.
2. Schwanzlandung mit gleichzeitigem Aufkommen von Schwanzsporn und Fahrgestell.
3. Radlandung mit gleichzeitigem Aufkommen einer Flügelspitze und des Fahrgestelles auf dem Boden bei wagrechter Flügelsehne.
4. Schwanzlandungen wie vor.

Für die Annahmen 1 und 2 vorgeschriebenes Lastvielfaches, für die Belastungsannahmen 3 und 4 halbes Lastvielfaches gefordert.

Kritik: Festigkeitsvorschriften der Gruppe I schärfer als die deutschen BLV vom Herbst 1918. Vorschrift der Druckmittelpunktlage-Ermittlung aus Windkanalmessungen in jeder Beziehung von Vorteil. In den englischen Festigkeitsvorschriften fehlt der Fall »D« (Rückenflug) der deutschen BLV. Das erscheint mindestens für die zum Kunstflug taugliche Gruppe I bedenklich. Offenbar glaubt man auch so auskommen zu können. Für unsymmetrische Beanspruchungen kein Belastungsfall vorgesehen. Gegenüber den deutschen Vorschriften der Kriegszeit (BLV) ist kein Fortschritt festzustellen. W. **22/13. 32.**

Vergleiche Zahlentafeln S. 117.

Flugzeugteile. Elektrowärmer. — Wa. Ostwald, Auto-Technik, Bd. 11, Nr. 3, 11. Febr. 1922, S. 6 (1 Sp., 1 Abb.). Hn. **22/14. 23.**

Flugzeugteile. Nachtrag zu den Versuchen an Sperrholzrippen. — Aus den U. S. Militär-Luftfahrtnachrichten (Air Service Information Circular, Bd. 3, Nr. 268), Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 17, 2. Jan. 1922, S. 395/396 (2½ Sp., 1. Abb.).

Bau einseitig verstärkter Rippen billiger, aber etwas schwerer im Gewicht. Bei einseitigem Aufleimen von Sprucestäben auf Sperrholzstege macht das exzentrische Angreifen der Last Schwierigkeiten, daher zweiseitiges Aufleimen von Verstärkungen auf stark gedrückte Glieder. Hn. **22/14. 24.**



Englische Lastvielfache für Flugzeuge (zu 22/13. 31).

I. Allgemeine Gruppe (kunstflugtauglich).

Fall		Gesamtgewicht des Flugzeuges (Fluggewicht)		
		bis 1,36 t	1,36 t bis 4,54 t	über 4,54 t
a	Lastvielfaches bei ganz vorn liegendem Druckmittelpunkt	8	8÷6[1])	6
b	Lastvielfaches bei einer Druckmittelpunktlage, die der größten Wagerechtgeschwindigkeit in Bodennähe entspricht	6	6÷4,5[1])	4,5
c	Sicherheitszahl am Ende eines Sturzfluges	1,75	1,75	1,75
d	Vorgeschriebener Auftriebsbeiwert für Kielflosse u. Seitenruder (Sicherheitszahl des Rumpfes bei dieser Belastung = 1) . . . . c_a	1,2	1,2	1,2
e_1	Ruhendes Lastvielfaches bei Fahrgestellen	8	8÷6[1])	6
e_2	Vorgeschriebene Fallgeschwindigkeit zur Bestimmung der Arbeitsaufnahmefähigkeit von Fahrgestellen . . . m/s	3,05	3,05	3,05

II. Verkehrsgruppe (nicht kunstflugtauglich).

Fall		Gesamtgewicht des Flugzeuges (Fluggewicht)			
		bis 2,27 t	2,27 t bis 4,54 t	4,54 t bis 13,6 t	über 13,6 t
a	Lastvielfaches bei ganz vorn liegendem Druckmittelpunkt	6[2])	6÷5[1])[2])	5[2])÷4[1])	4
b	Lastvielfaches bei einer Druckmittelpunktlage, die der größten Wagerechtgeschwindigkeit in Bodennähe entspricht	4,5[2])	4,5[2])÷3,75[1])[2])	3,75[2])÷3[1])	3
c	Sicherheitszahl am Ende eines Sturzfluges	1,75[2])	1,75[2])	1,75[2])	1,75[1])
d	Vorgeschriebener Auftriebsbeiwert für Kielflosse und Seitenruder (Sicherheitszahl des Rumpfes bei dieser Belastung = 1) c_a	1,0	1,0	1,0	1,0
e_1	Ruhendes Lastvielfaches bei Fahrgestellen . .	6	6÷5[1])	5÷4[1])	4
e_2	Vorgeschriebene Fallgeschwindigkeit zur Bestimmung der Arbeitsaufnahmefähigkeit von Fahrgestellen . . . m/s	3,05	3,05	3,05	3,05

Materialkunde. Lackierte Bespannungsstoffe für Luftfahrzeugflügel und gleichartige Stoffe. — L'Exportateur Belge, 19. Febr. 1922 (1/4 Sp., o. Abb.).

Die Stoffe für Flugzeugflügel usw. werden gelackt und wasserdicht gemacht mit Hilfe einer gallertartigen Lösung, welche folgendermaßen vorbereitet ist:

226 g Kasein,
113 » Borax,
113 » neutrale Seife,
226 g Leim,
226 » Gelatine,
14 » Kreosot,
4,5 l Wasser,
113 g destilliertes Wasser.

Zu obiger Emulsion, die mit 113 g Gummiarabikum zusammengesetzt ist:

170 g Lebertran.

Wenn der Lack trocken ist, bedeckt (bestreicht) man ihn mit einer feuerfesten Appretur, die aus zwei Teilen Ammoniaksulfat, einem Teil pulverisiertem Asbest, einem Teil Bleiweiß besteht und mit Animegummi die gewünschte Dichtigkeit (Festigkeit) erhält.

Man kann auch das Kasein und die ölige Emulsion in dem Lack weglassen und dafür 453 g Magnesiumsulfat und 453 g reinen Borax hinzusetzen, wenn man feuerfesten Lack erhalten will.

Eine andere Lackformel besteht aus:

284 g Kasein,
198 » Borax,
680 » Fischleim,
170 » Glyzerin,
4,5 l Wasser,
14 g Kreosot.

Dieser feuerfeste Anstrich ist ähnlich dem vorhergehenden, aber gemischt mit einem Kopalfirnis aus Sansibar. Wdt. **22/14. 31.**

Motorbeschreibung. Motoren der Pariser Luftfahrt-Ausstellung 1921. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 4, Nr. 6, 15. März 1922, S. 70/74 (5 S., 5 Zahltaf., 2 Skizz., 4 Lichtb.). W. **22/13. 33.**

Segelflug. Darmstadt-Segeldoppeldecker des Flugtechnischen Vereins Darmstadt. — N. Schumacher, Flugsport, Bd. 14, Nr. 6, 15. März 1922, S. 88/92 (4 S., 4 Lichtb., 3 Übersichts- und 5 Einzelskizzen). W. **22/13. 34.**

Segelflug. Erforschung des Segelfluges. — Harth und Messerschmidt, Flugsport, Bd. 14, Nr. 6, 15. März 1922, S. 92/93 (2 Sp., o. Abb.). W. **22/13. 35.**

Segelflug. Zur Segelflugmodellfrage. — Lippisch-Espenlaub, Flugsport, Bd. 14, Nr. 6, 15. März 1922, S. 84/88 (4½ S., 10 Skizz.). W. **22/13. 36.**

Strömungslehre. Anwendung der Windkanal-Meßergebnisse auf die Flugzeugberechnung. (Utilisation des Résultats des Essais faits sur petits modèles au tunnel aérodynamique pour le calcul des Aéronefs an vraie grandeur). — Robert, Verhandlungen des Technischen Ausschusses des Ersten Internationalen Luftfahrt-Kongresses in Paris am 15.—25. Nov. 1921, Bd. 1, S. 5/13 (8 S., 7 Taf. mit Skizz., Schaub. u. Zahltaf.).

Genaue Nachbildung aller Einzelheiten am Windkanalmodell von wesentlichster Bedeutung. Die gegenseitige Beeinflussung der einzelnen, Widerstand bietenden Teile ist erheblich. Beispiel: Windkanalmessung von Eiffel an einem Rumpfmodell von 66 cm Länge und 11 cm Durchm. ergab folgende Widerstandsverhältnisse:

Rumpfmodell mit Windschutz und Kopfstütze . . .	1,00
» nur mit Kopfstütze	1,16
» nur mit Windschutz	0,70
» ohne Windschutz und Kopfstütze . .	0,65
Bréguet-Rumpfmodell ohne Bugkühlernachbildung . . =	21,3
Bréguet-Rumpfmodell mit Bugkühlernachbildung . . =	33,5

(Größter Rumpfquerschnitt 0,05 m²).

Die Relativität der Bewegungen muß als erwiesen gelten. Die Begrenzung des Luftstromes bietet aber bei der Übertragung der Windkanalmeßergebnisse erhebliche Fehlerquellen. Der Einfluß der Kanalwände kann nicht vernachlässigt werden (5—6 vH Unterschied im Mittel bei einem Modell von 60 cm größter Spannweite in einem Kanal von 2 m Durchm.). Dieser Einfluß scheint aber rechnerisch zugänglich. Wesentlich ist ferner der Einfluß der Modellaufhängung. Ein Vergleich der verschiedenen Modellflügel-Lagerungen an Hand von eingehenden Eiffelschen Messungen an dünnen und dicken Flügelschnitten zeigt die erhebliche Bedeutung dieses Einflusses, die alle anderen störenden Erscheinungen weitaus überwiegt, was auch aus Vergleichsmessungen verschiedener Windkanäle hervorgeht. Dieser Fehler läßt sich rechnerisch schwerlich berichtigen. Eine Vertikalstangenlagerung, bei der der Abstrom nicht beeinträchtigt wird, scheint noch am günstigsten zu sein, ebenso die Modellaufhängung an Drähten. Zur weiteren Klärung der ganzen Fragen sind Meßflüge und Untersuchungen an Flugzeugteilen in wahrer Größe mit dem »Meßwagen« (»Chariot Dynamométrique«) von Saint-Cyr, die neuerdings wieder aufgenommen sind, bei großen Kennwerten unerläßlich. W. **22/13. 38.**

[1]) Abnahme der Lastvielfachen dem Fluggewicht unmittelbar verhältig.

[2]) Bei Flugzeugen, die über den ganzen Anstellwinkelbereich des normalen Fluges (»flying range«) Längsstabilität aufweisen, können diese Zahlen um 0,5 erniedrigt werden.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Berlin W 35, Blumeshof 17 pt. Telephon: Lützow 6508.
Postscheckkonto: Berlin 228 44.

1. Das Programm der X. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung der WGL in Bremen vom 17. bis 20. Juni liegt bereits in großen Zügen fest. Es ist vorgesehen:

17. Juni: Vorm. 10 Uhr. Vorstandsratsitzung mit anschließendem Mittagessen des Vorstandsrates.
Nachm. 8 Uhr. Begrüßungsabend mit Damen im Ratskeller.

18. Juni: Vorm. 9 Uhr. Begrüßung und Vorträge in der »Union«.
Frühstück.
Fortsetzung der Vorträge.
Nachm. 3[30] Uhr. Einweihung des Flugplatzes Bremen.
Nachm. 8 Uhr. Festessen mit Damen im »Parkhaus«.

19. Juni: Vorm. 9 Uhr. Geschäftliche Sitzung und Vorträge in der »Union«.
Nachm. 3[30] Uhr. Besichtigung des Städtischen Museums oder der Aktiengesellschaft »Weser«.
Abends. Zwanglose Zusammenkünfte.

20. Juni: Veranstaltung des Norddeutschen Lloyd. Dampferfahrt von Bremerhaven über Helgoland nach Norderney. Daselbst bleiben die Teilnehmer über Nacht und fahren am 21. Juni vorm. mit dem Dampfer wieder zurück bis Bremerhaven.

Die Teilnahme ist wieder, wie im vorigen Jahre, gegen Lösung von Gutscheinen gestattet. Die Veranstaltungen in Bremen kosten einschließlich Frühstück in der »Union« und Festessen ohne Getränke im »Parkhaus« M. 200.—. Die Teilnehmerkarten für Norderney kosten einschließlich Hotelzimmer und Abendessen in Norderney M. 160.—. Die Anmeldung der Teilnehmer hat bis spätestens 2. Juni 1922 bei der Geschäftsstelle der WGL zu erfolgen. Die genauen Einladungen und Programme werden Anfang Mai versandt.

An Vorträgen sind für die Versammlung folgende vorgemerkt:

1. Dr.-Ing. Rohrbach: »Die Vergrößerung der Flugzeuge«.
2. Dr. Everling: »Leistungs-Geschwindigkeitsgrenzen der Flugzeuge.«
3. Kapt. a. D. Boykow: »Mittel für die Navigierung von Luftfahrzeugen im Nebel.«
4. Dr. Wagner: »Die Dampfturbine im Luftfahrzeug.«
5. Prof. von Kármàn: »Über das Schraubenflugzeug.«

---

2. Trotz mehrfacher Mahnungen und Zahlungsaufforderungen sind noch immer einige unserer Mitglieder mit den Beiträgen für 1922 im Rückstand. Wie wir bereits in Nr. 6 der ZFM mitgeteilt haben, wird **vom 1. Mai ds. Js. ab die Lieferung der „Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt“ so lange eingestellt, bis der Beitrag für das laufende Geschäftsjahr eingegangen ist.**

Beitrag für ordentliche Mitglieder M. 80.—,
Beitrag für außerordentliche Mitglieder M. 240.—.

3. In ZFM, Heft 6, wurde in den Mitteilungen der WGL unter Nr. 3 fälschlich bekanntgegeben, daß Herr Dipl.-Ing. Lachmann ein gebundenes Exemplar der »Technischen Berichte der Flugzeugmeisterei« abzugeben hat. Es handelt sich aber um Herrn Hanns Lampe, Frankfurt a. M., Friedrichstraße 45. Wir bitten, sich im Bedarfsfalle dorthin zu wenden.

4. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Harry Möller, Berlin NW 87, Wullenweberstr. 8.
Kfm. Joseph Ksoll, Breslau X, Enderstr. 22.
Kfm. Fritz Knöfel, Breslau, Beethovenstr. 1/3.
Kfm. Adolf Krogmann jr., Wandsbek, Jüthornstr. 17.
Leo Leonhardy, Berlin-Wilmersdorf, Rüdesheimer Platz 1.
Dr. phil. H. Bongards, wiss. Mitarbeiter der deutschen Seewarte, Hamburg-Großborstel, Borstelerchaussee 138.
Erhard Milch, Zoppot, Kollathstr. 12.
Generalkonsul Dr. jur. h. c. Karl Kotzenberg, Frankfurt a. M., Roßmarkt 11.
Ing. K. Fr. Nägele, Berlin-Neukölln, Saalestr. 38.
Dr. Hanns Kloetzel, prakt. Zahnarzt, Breslau, Schweidnitzer Stadtgraben 17.
Ing. Helmuth Wenke, Berlin S 59, Fichtestr. 23 bei Koeppel.
Dr.-Ing. Günther Kempf, Direktor der Hamburgischen Schiffbau-Versuchsanstalt, Hamburg 33, Schlicksweg 21.

Außerordentliche Mitglieder:

Ing. J. G. Beck, Bonn a. Rh., Humboldtstr. 10.
Bayerischer Flieger-Club E. V., München, Residenzstraße 27.
Optikon G. m. b. H., Berlin W 8, Leipzigerstr. 110/111.

5. Adressenänderungen:

Dr. Enoch, Berlin-Friedenau, Laubacherstr. 35 I.
Dir. Dipl.-Ing. Kober, Triberg (Schwarzwald), Villa Rosalia.
Joachim von Wulffen, bei Herrn Haack, Rittergut Gützlafshagen, Post Garz a. Rügen.
Dipl.-Ing. Stadie, Ulm a. D.
Exzellenz von Eberhardt, Wernigerode i. Harz, Hillebergstr. 1.

6. Ernennungen, Auszeichnungen, Beförderungen:

Unser Mitglied, Regierungsbaumeister Ewald, promovierte auf Grund seiner Dissertation »Das Luftbild im Dienste des Städtebaues und Siedlungswesens« an der Techn. Hochschule Charlottenburg zum Dr.-Ing.

Der Geschäftsführer:
Krupp.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt



Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G. m. b. H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

9. Heft **15. Mai 1922** **13. Jahrgang**

INHALT:

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17, zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zum Preise von M. 16.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien Fr. 25.—), England sh. 12.—), Dänemark (Kr. 10.—), Frankreich (Fr. 25.—), Japan (Yen 3.—), Italien (Lire 35.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 7.—), Norwegen (Kr. 11.—), Schweden (Kr. 10.—), Spanien (Pes. 15.—), Schweiz (Fr. 14.—), V. St. A. (Doll. 3.—).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 1.20 für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf 90 Pf. für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den Zeitschriftenversand, die Anzeigen- oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.



X. Ordentliche Mitglieder-Versammlung

der

Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. E.V.

vom

17. bis 21. Juni 1922

in BREMEN





Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

9. Heft 15. Mai 1922 13. Jahrgang

Erst deutsches Gut — dann deutschen Geist!

Heft Nr. 6 des laufenden Jahrgangs des Journal of the Society of Chemical Industry, London, enthält gleich an zweiter Stelle (auf S. 111) folgenden Artikel:

Der Preis deutscher Veröffentlichungen.

»Es ist vielleicht das dringendste Problem in Verbindung mit den augenblicklichen, verworrenen Zuständen im Handel, einen Weg zu finden, auf dem Deutschland für sein Verbrechen büßen kann, ohne daß die Industrien derjenigen Länder, die Reparationszahlungen empfangen, dadurch leiden. Wenn es auch nicht unsere Aufgabe ist, allgemeine wirtschaftliche Fragen zu erörtern, so betrifft uns diese Sache doch von einem besonderen Gesichtspunkte aus. Es wird uns oft genug gesagt, daß Sachleistungen ohne Zahlung Schaden für den Handel der empfangenden Länder bedeuten und wir wissen, daß in unserer eigenen Industrie unserem Kapital schwerer Schaden dadurch entsteht, daß die Fabriken stilliegen. Von demselben Schaden kann aber nicht die Rede sein, wenn es sich darum handelt, Wissen und Können und die Erfahrungen von reiner und angewandter Wissenschaft auszuliefern.

Beschränken wir uns in unserer Betrachtung auf die chemische Industrie, so behaupten wir, daß es dringend und unbedingt notwendig ist, jedwede Gelegenheit auszunutzen, diese Auslieferung zu erreichen, und da ist einer der Wege, auf dem dies erreicht werden kann, der, die deutsche wissenschaftliche und technische Literatur im Preise billig und allen Interessenten in unserem Lande (England) zugängig zu machen. Das geschieht aber zurzeit nicht nur nicht, sondern die Kosten deutscher wissenschaftlicher Literatur in England werden trotz der rapid fallenden Mark immer größer. Die Preise werden von einem einflußreichen Ring deutscher Verleger bestimmt, und diese sehr hohen Preise, die sie fast auf alle wissenschaftlichen Bücher beim Export legen, würden niemals ohne Hilfe der deutschen Regierung zu erpressen gewesen sein, die den Zollbehörden gestattet hat, beim Export verhindernd mitzuwirken. Unsere Empörung kann nicht dadurch vermindert werden, daß in deutschen Kreisen ganz offen zugestanden wird, daß diese hohen Preise im Ausland die Verleger in die Lage versetzen, die Preise in Deutschland wesentlich niedriger zu halten, als es sonst der Fall sein könnte. Wir wollen als Beispiel zwei Fälle nennen: »Beilstein, Handbuch der anorganischen Chemie« Bd. IV. Dieses Werk von etwa 730 Seiten kann beim Buchhändler in Deutschland für M. 412 gekauft werden. Das sind aber augenblicklich ungefähr 6 Schill. Dagegen ist aber der tatsächliche Preis für englische Kunden 110 Schill. und dementsprechend Frs. 380 in Frankreich und Doll. 22 in Amerika. Bei einem Werk der technischen Chemie liegt der Fall wie folgt: »Die Zwischenprodukte der Teerfarbenfabrikation« kostet in Deutschland M. 210, in England dagegen 80 Schill. Man wird daraus sehen, daß man Engländer für gut genug hält, 20mal so viel zu bezahlen wie Deutsche. Und da behauptet man, daß wir den Krieg gewonnen haben!

Der Vorabend der Konferenz zu Genua scheint uns geeignet zu sein, die Aufmerksamkeit auf diese Sache zu lenken, die alle wissenschaftlichen Arbeiter betrifft. Wir sind entschieden der Ansicht, daß die betreffenden Regierungen sofort entsprechende Schritte unternehmen sollten.«

Sollte die von dem ungenannten Verfasser dieses Artikels vertretene, ganz einseitige und egoistische Anschauung (empört, daß der verd ..... Deutsche sich gegen Ausbeutung wehrt, aber nicht empört darüber, daß man selbst diese Ausbeutung anstrebt), in weiten Kreisen geteilt werden, so würde das aufs höchste zu bedauern sein; es würde nur wieder ein neuer Beweis dafür sein, daß die »Sieger« glauben, uns vollkommen ausrauben zu können. Bei den Sachwerten haben sie ein Haar darin gefunden, nun wollen sie es mit unseren geistigen Gütern versuchen und die mühsam, oft an Entbehrung und Selbstverleugnung reiche Arbeit unserer Gelehrten für wenige Schillinge an sich reißen. Ihre Rohstoffe sollen wir von ihnen zu Weltmarktpreisen kaufen, die wir kaum erschwingen können; dazu gehören Lebensmittel und Kleidung sowohl wie Zellulose und Chemikalien zur Papierbereitung und Druckfarbenerzeugung, Metalle für die Lettern usw. Die Reparationszahlungen sollen wir in Goldmark leisten, unsere Produkte aber, darunter auch die geistigen, für lumpige Papiermark hergeben, deren außerordentlich niedriger Wert im Welthandel doch ganz wesentlich von den »Siegern« abhängt und von ihnen selbst weit über jede innere Berechtigung hinaus hinabgedrückt wird. »Beilstein, Handbuch«, Bd. IV, würde nach dem Vorkriegsstande der Mark jetzt 412 Schill. kosten. Wenn dafür nur 110 Schill. verlangt werden, so ist das nur ein Viertel der alten Goldmark. Wenn wir ein neues Buch von Sir Thomson oder irgendeinem anderen englischen, amerikanischen, französischen usw. Gelehrten unseres Faches kaufen, so müssen wir dafür 6 Pence bis 1 Schill. und noch mehr pro gewöhnlichen Oktavbogen, d. h. heute M. 35 bis 70 und mehr pro Bogen bezahlen.

Sir Thomson, Rays of positive activity, 2. Aufl., London 1921, 247 Seiten, 16 Schill. = früher M. 16, jetzt etwa M. 1120! Spiers, The microscope. Philadelphia 1921, 260 Seiten, Doll. 5,50 = früher rd. M. 23,30, jetzt etwa M. 1780! Gaudillot, Ether ou relativité. Paris 1922, 84 Seiten, Frs. 4,50 = früher M. 3,60, jetzt etwa M. 135! Das »Journal of the Socy. of Chem. Industry«, in dem jener Artikel erschien, kostete uns früher M. 85, jetzt aber M. 62116, also rd. 73mal soviel!

Wir aber sollen einen ganzen Beilsteinband, 730 Seiten, Großoktav, für 6 Friedensmark hergeben, oder den großen Bogen dieses, wie jeder Sachkundige ja weiß, mit enormen Redaktions- und sonstigen Herstellungskosten verbundenen Werkes für 1 ½ Penny = 12 ⅓ Goldpfennige pro Bogen!!

Wir kennen die Verhältnisse in England zu genau und zu gut, um nicht zu wissen, daß 6 Schill. (der Preis einiger Zigarren) so gut wie nichts sind bei dem Einkommen eines Engländers und bei der Kaufkraft des englischen Geldes, und daß 110 Schill. zu bezahlen demjenigen, der in Schilling verdient, weniger schwer wird als einem Deutschen M. 412 zu geben, der unter der enormen Teuerung der notwendigsten Lebenshaltung viel, viel mehr leiden muß, daher noch viel schwerer Geld für Bücher aufbringen kann. Auch darf keinesfalls vergessen werden, daß zahlreiche deutsche wissenschaftliche Werke, wie z. B. auch der »Beilstein«, nur mit großen Zuschüssen der Mitglieder deutscher Gesellschaften und Vereine und von Privatpersonen überhaupt durchgeführt werden können und im Preise unter dem eigentlich normalen Stande gehalten werden. Solche Werke müßten sonst selbst in Deutschland noch viel teurer sein, würden also den Auslandspreis noch mehr rechtfertigen.

Der sicherste Weg, unsere Auslandsbücherpreise den ausländischen Bücherpreisen wieder anzupassen, wäre zweifellos der, die Kaufkraft der deutschen Mark wieder so zu heben, daß sie der Kaufkraft, dem Arbeitswillen und der Arbeitskraft der werktätigen deutschen Bevölkerung einschließlich der Kopfarbeiter entspricht, vor allen Dingen auch dem Wissen und Können der deutschen Wissenschaftler. Würden die Auslandspreise wegfallen, so müßte der größte Teil der deutschen wissenschaftlichen Bücher und Zeitschriften das Vielfache kosten. Dann aber würde sich ein wissenschaftlich arbeitender Deutscher, dessen Arbeit schließlich doch der ganzen Welt zugute kommt, ebenso wie die seiner ausländischen Kollegen, überhaupt nichts mehr anschaffen können, dann würde die deutsche wissenschaftliche Arbeit zum größten Teile erstickt werden; dann aber würden allerdings auch die Wünsche des Herrn Verfassers jenes Artikels gegenstandslos: nämlich: »jede sich nur bietende Gelegenheit auszubeuten, die Resultate der deutschen wissenschaftlichen Arbeiten für nichts oder so gut wie nichts an sich zu reißen«.

Übrigens bliebe auch noch ein anderer Weg zu erwägen übrig: Ein Austausch deutscher wissenschaftlicher Veröffentlichungen gegen ausländische, etwa Bogen gegen Bogen. Alle andere Wege aber dürfen nicht gegangen werden, denn sie

eines Manometers durch ein Nadelventil geschlossen. Das Rohr konnte in dem elektrisch geheizten Ölthermostaten bis auf 400° C erhitzt werden. In das Rohr wurde zunächst etwas Eisenoxydpulver gebracht, dann wurde es ausgepumpt und hierauf mit Knallgas von einigen Atmosphären Druck gefüllt.

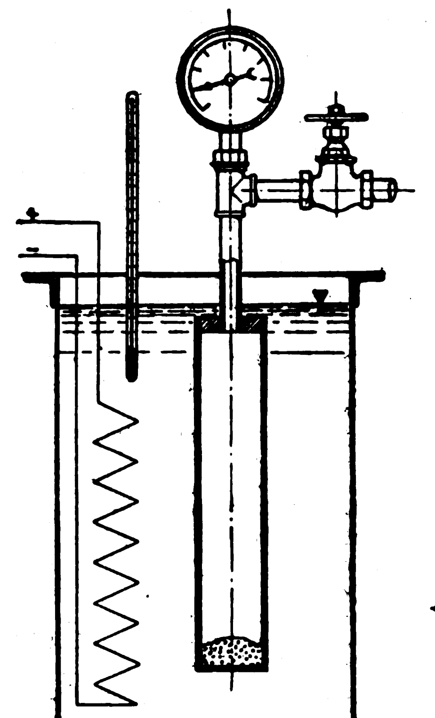




Abb. 4. Ölthermostat.

Um zu prüfen, ob das Rohr gasdicht war, ließ man es hierauf einige Stunden liegen. Dann wurde das Rohr in den Thermostaten gesteckt, der vorher auf die gewünschte Temperatur erhitzt worden war, und die Druckangaben des Manometers beobachtet. Es wurden Versuche bei 200°, 300° und bei 380° C angestellt. Wegen der Erwärmung des Knallgases stieg zunächst der Druck; aber er erreichte bald ein Maximum und begann dann wegen der einsetzenden langsamen Verbrennung des Knallgases zu sinken, um nach einiger Zeit konstant zu bleiben. Die Gasladung enthielt einen Überschuß an Wasserstoff. Am Ende des Versuches war bei allen Versuchen die Füllung von Sauerstoff frei. Bei 200° dauerte es 9 h, bis alles verbrannt war. Bei 380° ging die Drucksenkung und damit die Verbrennung nach dem Überschreiten des Maximums 10 mal so schnell vor sich wie bei 200° C. Aus diesen Versuchen folgt zwar, daß die katalytische Wirkung des Eisenoxydes genügt, um bei 200° C schon Knallgas zur langsamen Verbrennung zu bringen. Aber eine Explosion, also eine plötzliche Verbrennung, ist selbst bei 380° C nicht eingetreten.

Es wurde im weiteren noch ein Versuch unternommen, um zu prüfen, ob bei einer Bewegung des Wasserstoffes gegen das Eisenoxyd die katalytische Wirkung so gesteigert wird, daß dann eine Selbstentzündung eintritt. Zu diesem Versuch wurde das in Abb. 5 und 6 dargestellte rotierende Kalorimeter gebaut, das mit äußerer elektrischer Heizung versehen war. Im Innern waren Abstreifbleche zur Erzielung einer innigen Durchwirbelung des Inhaltes angebracht. An einem mitrotierenden Manometer konnte dauernd der Gasdruck abgelesen werden. Bei einem bei 400° C vorgenommenen Versuch war zwar wieder alles Knallgas verbrannt, aber eine plötzliche Verbrennung war auch hier nicht eingetreten.

Aus diesen Versuchen folgt, daß die katalytische Wirkung des Eisenoxydes nicht zur Erklärung der Selbstentzündung herangezogen werden kann. Aber die nachher festgestellte Tatsache, daß alle beigemischten Pulver, welche zur Selbstzündung führten, sich in den pyrophoren Zustand überführen ließen, und daß keines der nicht zur Zündung führenden Pulver sich in den pyrophoren Körper verwandeln ließ, führte fast zu dem Schlusse, daß ein im Spalt sich bildender pyrophorer Körper die Selbstzündung verursache. Diese also so nahe liegende Behauptung ließ sich nun aber leicht durch einen weiteren Versuch prüfen. Wenn der pyrophore Körper die Ursache der Selbstzündung ist, dann muß die Möglichkeit der Fernleitung der Zündfähigkeit bestehen.

Um dies zu prüfen, wurde über einen am Ende der Leitung angebrachten kleineren Zündkopf eine eiserne Kappe gestülpt, wie dies in Abb. 7 bis 10 abgebildet ist. An diese dichtsitzende Kappe schloß sich eine 20 m lange ¾″-Leitung an, die in der Mitte des Hofes vom Laboratorium frei und senkrecht nach oben mündete. Es wurde nun zunächst der Zündkopf *a* weggenommen und das Wasserstoffstaubgemisch durch die Leitung gejagt. Eine Selbstzündung trat hierbei am Ende der Leitung nicht ein. Dann wurde der Zündflansch anmontiert und zunächst geprüft, ob beim Ausströmen in die freie Luft die Selbstzündung eintrat. Als dies der Fall war, wurde die Kappe übergestülpt, die Fernleitung angeschlossen und das Absperrventil am Windkessel geöffnet. Der erwartete Effekt trat aber trotz zahlreicher Versuche nicht ein. Wäre das im Spalt des Zündkopfes *a* sich bildende Pyrophor die Ursache der Zündung, so müßte das sich dort bildende pyrophore Eisen mit durch die lange Leitung geschwemmt werden. Es müßte dann am Ende der Leitung beim Austritt in die Atmosphäre zur Selbstzündung des Wasserstoffes führen.

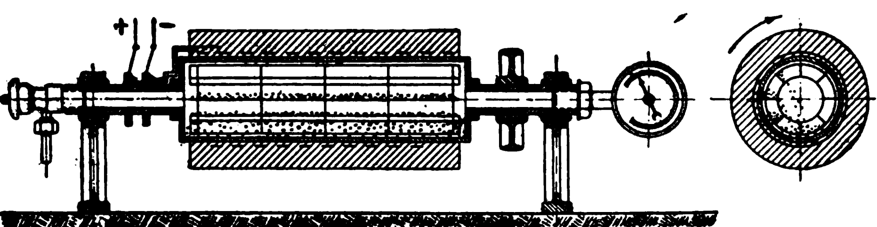


Abb. 5 und 6. Rotierendes Kalorimeter.

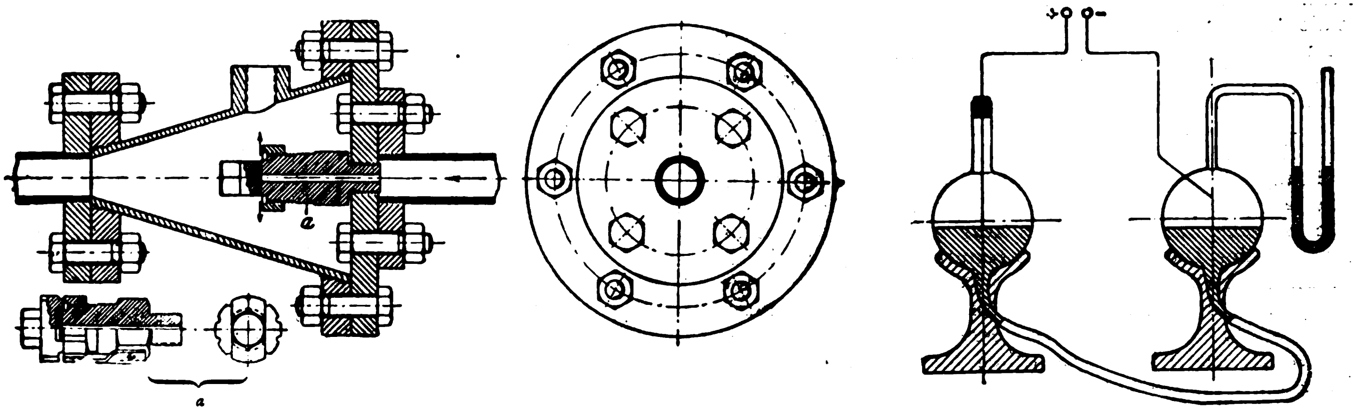


Abb. 7 bis 10. Kleiner Zündkopf mit Kappe.

Abb. 13. Explosionspipette zur Prüfung der Büschelzündung.

So schienen alle möglichen Theorien zur Erklärung der Zündung zu versagen. Ich war an einem toten Punkt bei den Versuchen angekommen. Da kam ein glücklicher Zufall zu Hilfe, der zur Lösung der Aufgabe führte. Am 1. De-

zember 1916 machte ich in den Abendstunden einen Ausströmversuch mit der in Abb. 1 und 2 gezeichneten Anordnung, als plötzlich dichter Nebel einfiel, der eine starke Finsternis zur Folge hatte. Dabei sah ich vor dem Eintreten der Zündung am Flansch blauviolettes Glimmlicht auftreten, das sich mehrere Zentimeter in der Strahlrichtung erstreckte. Wenn an die Mischkammer geklopt wurde, wenn also viel Staub ausströmte, trat es besonders lebhaft auf. Das Auftreten des Glimmlichtes am Ausströmflansch hat mich nun doch wieder veranlaßt, zu untersuchen, ob nicht doch ein rein elektrischer Zündungsvorgang vorliege. Leider konnte man die Leuchterscheinung nicht aus der Nähe beobachten, da das Einsetzen der Zündung immer mit heftiger Explosion erfolgte. Auch war keine Zeit zu ruhiger Beobachtung vorhanden, da dem Auftreten der Leuchterscheinung meist die Zündung schnell folgte. Es wurden deshalb, um das Glimmlicht in aller Ruhe studieren zu können, Versuche gemacht, bei welchen statt Wasserstoff Druckluft ausströmte. Aber leider trat bei diesen Versuchen das Glimmlicht so spärlich auf, daß man auch nichts Wesentliches sah.

Wenn eine elektrische Zündung erfolgt, so muß man annehmen, daß der Staub durch die Reibung im Spalt elektrisiert wird, und daß außerhalb des Flansches im dort entstehenden elektrischen Feld Entladungen mit Funkenbildung auftreten, die dann in bekannter Weise zur Zündung führen. Es wurde nun versucht, durch Beeinflussung des elektrischen Feldes auf die Entladungserscheinungen einzuwirken. Es wurden zunächst Drahtsiebe um den Flansch gelegt. Durch diese wurde aber die Zündung nicht verhindert. Im Finstern sah man auch, wie das Büschellicht durch das Sieb hindurch sich ausbreitete. Auch eine Abrundung der Kanten des Flansches und deren Herstellung aus Hartgummi hinderte die Zündung nicht. Erst die in Abb. 11 und 12 dargestellte

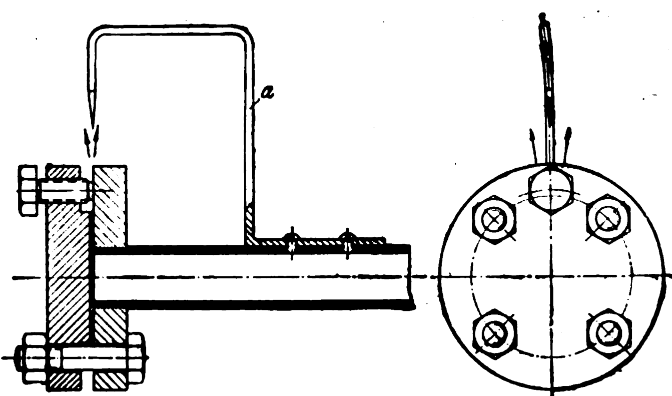


Abb. 11 und 12. Großer Zündflansch mit Schutzdraht.

Einrichtung brachte die Lösung der Zündungsursache. Es wurde ein 2 mm starker an einem Ende zugespitzter Kupferdraht *a* mit seinem andern Ende am Rohr befestigt und so gebogen, daß das zugespitzte Ende mit der Spitze in der Spaltebene lag und mit der Achse des ausströmenden Wasserstoffstrahles zusammenfiel. Die Spitze selbst befand sich 20 mm vom äußeren Rand des Flansches entfernt. Bei dieser Anordnung waren die am Spaltende beim Ausströmen des Wasserstoffstaubgemisches auftretenden Leuchterscheinungen nur noch einige Millimeter lang, und die Entzündung des Wasserstoffes trat nicht mehr ein. Bog man den Draht zur Seite, so setzte sofort die Zündung ein. Dieser grundlegende Versuch wurde sehr oft wiederholt. Sein Ergebnis blieb eindeutig. Der Draht *a* verhinderte immer die Zündung, die aber sofort einsetzte, wenn er zur Seite gebogen wurde. Da der Draht *a* natürlich mechanische, thermische oder chemische Vorgänge, die im Spalt auftreten könnten, nicht beeinflussen kann, so beweist dieser Versuch eindeutig, daß mechanische, thermische, thermochemische oder pyrophore Ursachen nicht zur Zündung führen. Der Draht *a* kann nur das elektrische Feld im Strahl beeinflussen. Dieser Versuch beweist deshalb eindeutig, daß eine elektrische Zündung vorliegt.

Um noch weiter in das Wesen der Zündung einzudringen, wurde geprüft, ob eine Jonisierung Einfluß auf die Verbrennung von Knallgas hat. Es wurde zu diesem Zwecke in die Schale der in Abb. 3 gezeichneten Bombe ein Thoriumpräparat gebracht und die Bombe dann mit Knallgas gefüllt. Das Thoriumpräparat bewirkte eine kräftige Jonisierung der Gasladung. Nach längerem Stehen wurde dann das Gemisch im Mittelpunkt der Kugel durch einen Induktionsfunken gezündet und der zeitweilige Verlauf der Verbrennung mit einem optischen Indikator[1]) aufgenommen. Ein Einfluß der Jonisierung auf die Zündgeschwindigkeit und damit auch auf die Zündfähigkeit konnte nicht festgestellt werden.

In der Literatur findet man die Behauptung, daß Büschelentladungen Knallgas nicht zur Entzündung bringen. Um auch diese Frage noch zu studieren, wurden mit der in Abb. 13 dargestellten Hempelschen Explosionspipette Versuche angestellt. Ein in das Glas eingeschmolzener Platindraht, der in der Mitte der Kugel endete, wurde mit einem Pol einer Toeplerschen Influenzmaschine verbunden. Der andere Pol lag am Quecksilber des Niveaugefäßes. Nach der Erregung der Maschine bildete sich dann an der Platinspitze eine Büschelentladung aus. War die Pipette vorher mit Knallgas gefüllt worden, so konnte man mehrere Sekunden den Strom fließen lassen, ohne daß ein Zündung einsetzte. Manchmal trat aber doch eine Zündung ein. Dies lag wohl daran, daß infolge der Selbstinduktion des Stromkreises Überspannungen entstanden, die zur Funkenbildung führten. Wegen meines Fortganges von der Dresdener Technischen Hochschule konnte ich diesen Versuch leider nicht zum Abschluß bringen. Der genauere elektrische Mechanismus der Zündung des ausströmenden Wasserstoffes bedarf daher noch der Aufklärung durch weitere Versuche.

Das Ergebnis meiner Versuche ist, kurz zusammengefaßt, das folgende: Trotz zahlreicher Versuche konnte reiner Wasserstoff, der durch eine Undichtheit einer Leitung ausströmte, nicht zur Selbstentzündung gebracht werden. Eine solche kann erst einsetzen, wenn Staubteilchen mit ausströmen. Infolge der Reibung beim Ausströmen wird der Staub elektrisch aufgeladen. Am Spaltende treten dann Entladungserscheinungen auf, die zur Zündung führen.

Um beim praktischen Luftschiffbetrieb eine Selbstzündung des ausströmenden Wasserstoffes zu verhindern, hat man deshalb dafür zu sorgen, daß alle Leitungen staubfrei sind. Durch den Einbau von Filtern kann diese Bedingung bis zu einem gewissen Grade erfüllt werden. Der meiste Staub, der in den Leitungen gefunden werden konnte, bestand aus Rost. In gewöhnlichen Wasserstoffstahlflaschen von einigen Litern Inhalt wurden bis zu 300 g Rost gefunden. Dies ist sehr merkwürdig, denn nach der üblichen Theorie des Rostens sind zur Rostbildung in Eisenleitungen Wasser und freier Sauerstoff notwendig. Es muß also bei Gegenwart von Wasserstoff, namentlich wenn er unter hohem Druck steht, Wasser allein zur Rostbildung ausreichen. Die Rostbildung in den Wasserstoffleitungen könnte man durch Austrocknung des Wasserdampfes nach dem Ausfrierverfahren verhindern, wie es zur Trocknung des Hochofenwindes dient. Das Verfahren ist zwar sehr teuer, aber es hätte den Vorteil, daß durch die Trocknung des Wasserstoffes gleichzeitig der Auftrieb des Luftschiffes vergrößert wird.

Das sicherste Mittel, um die aus der Selbstzündung des Wasserstoffes folgenden Unfälle zu verhindern, wird neuerdings in Amerika benutzt. Man will dort, nach Zeitungsmeldungen, die Luftschiffe nicht mehr mit Wasserstoff, sondern mit dem unbrennbaren Helium füllen, das dort billig aus Erdgasquellen gewonnen werden kann.

Die Auslegung des Versailler Friedensvertrages verbietet Deutschland zurzeit den Bau von Luftschiffen. Das wird aber nur ein vorübergehender Zustand sein. Später wird deshalb das von mir hier behandelte Problem wieder praktische Bedeutung gewinnen.

Zur Spaltflügelfrage.

Von R. Reynolds, London.

Ins Deutsche übertragen von G. Lachmann, Göttingen.

In Zukunft wird man der Vergrößerung des Geschwindigkeitsbereiches des Flugzeugs eine größere Aufmerksamkeit

[1]) Zeitschrift des Vereines deutscher Ingenieure 1914, S. 365.

zuzuwenden haben, sei es durch Verringerung der Landegeschwindigkeit oder sei es durch Vergrößerung der Höchstgeschwindigkeit bei gleichbleibender Landegeschwindigkeit. Von den zahlreichen Vorschlägen, die zur Verbesserung dieses Verhältnisses gemacht worden sind, verspricht der Spaltflügel bei weitem die besten Ergebnisse. Seine Ausführung erfordert jedoch große Sorgfalt. Die nachfolgenden Zeilen sollen zeigen, welche Ergebnisse bei erfolgreicher Ausführung erzielt werden können, und welche ungünstigen Effekte sich einstellen, wenn die Konstruktion nicht mit äußerster Sorgfalt ausgeführt wird. Zu diesem Zweck wurde das Profil *R. A. F.* 6 (Abb. 3) als Grundprofil gewählt. Zunächst seien die Hauptgrößen für ein Flugzeug ermittelt, das mit diesem Profil versehen ist. Mit geschlossenem Schlitz können praktisch alle Vorteile des Grundprofils erzielt werden. Die Versuchswerte stammen aus einem Vortrag über den unterteilten Tragflügel von Mr. Handley Page vor der Royal Aeronautical Society, der in der Zeitschrift dieser Gesellschaft vom 21. Juni 1921 veröffentlicht worden ist.

Die Rechnungen beruhen auf folgenden Formeln:

$$v = \frac{1}{c_a^{1/2}} \cdot 4 \sqrt{\frac{G}{F}} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (1)$$

$$N_i = \frac{G}{13} \sqrt{\frac{G}{F}} \, \frac{c_w}{c_a^{3/2}} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (2)^{1)}$$

Wenn man daher die üblichen Werte c_a und c_w in der Form

$$c_w / c_a^{3/2}$$

senkrecht zu

$$1/c_a^{1/2}$$

aufträgt, so erhält man den Leistungsbedarf als Funktion der Geschwindigkeit.

$$4 \sqrt{G/F}$$

ist eine Konstante, welche mit

$$1/c_a^{1/2}$$

multipliziert die Geschwindigkeit in m/s ergibt.

$$G/13 \sqrt{G/F}$$

multipliziert mit

$$c_w/c_a^{3/2}$$

ergibt die Anzahl der erforderlichen PS.

Der Berechnung liegt ein Flugzeug mit folgenden Daten zugrunde:

$$G = 1820 \text{ kg},$$
$$F = 37 \text{ m}^2,$$
$$G/F = 49 \text{ kg/m}^2,$$
$$N_i = 320 \text{ PS},$$
$$G/N_i = 5{,}7.$$

c_a ist für Höchst- und Landegeschwindigkeit bei offenem und geschlossenem Schlitz gegeben. Somit ergeben sich folgende Werte:

c_a	$1/c_a^{1/2}$	$c_w/c_a^{3/2}$	$4\sqrt{G/F}$	$\frac{G}{13}\sqrt{\frac{G}{F}}$
0,266	1,94	0,0258	28	980
1,160	0,928	(c_a max für nicht unterteiltes Profil)		
1,886	0,726	(c_a max für unterteiltes Profil)		

Bei einem Wirkungsgrad $\eta = 0{,}75$ ergibt sich

$$\frac{c_w}{c_a^{3/2}} = \frac{320 \cdot 0{,}75}{980} = 0{,}24.$$

Aus der Kurve für eine Flächenbelastung $G/F = 49$ kg/m² ergibt sich:

$$1/c_a^{1/2} = 1{,}9. \quad \text{(Abb. 1.)}$$

Die Höchstgeschwindigkeit beträgt demnach:

$$v_{max} = 1{,}9 \cdot 28 = 53{,}2 \text{ m/s} = 191 \text{ km/h}.$$

Die Landegeschwindigkeit beträgt:

$$v_{min} = 0{,}928 \cdot 28 = 36 \text{ m/s} = 93{,}5 \text{ km/h}$$

für geschlossenen Schlitz bzw.

$$v_{min} = 0{,}726 \cdot 28 = 20{,}3 \text{ m/s} = 74 \text{ km/h}$$

für offenen Schlitz.

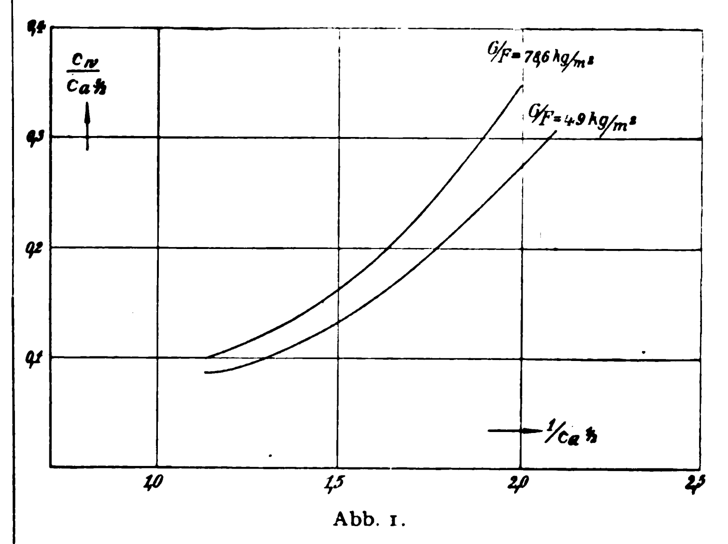


Abb. 1.

Um dieselbe Landegeschwindigkeit von 93,5 km/h wie das Grundprofil zu erreichen und um die Höchstgeschwindigkeit zu vergrößern, wird die Flächenbelastung vergrößert durch Verkleinerung der Fläche F um umgefähr 60 vH. Hiermit ergibt sich eine neue Flächenbelastung

$$G/F = 78{,}6 \text{ kg/m}^2$$

bei einer Fläche von

$$F \sim 23 \text{ m}^2.$$

Ferner werden:

$$4 \sqrt{G/F} = 35{,}7,$$

$$G/13 \sqrt{G/F} = 1250 \text{ und}$$

$$\frac{c_w}{c_a^{3/2}} = \frac{320 \cdot 0{,}75}{1250} = 0{,}192.$$

Aus der Kurve für $G/F = 78{,}6$ ergibt sich für

$$c_w/c_a^{3/2} = 0{,}192$$

der Wert

$$1/c_a^{1/2} = 1{,}59.$$

Die neue Höchstgeschwindigkeit beträgt nunmehr

$$v_{max} = 202 \text{ km},$$

und die Landegeschwindigkeit

$$v_{min} = 93{,}5 \text{ km}.$$

Bei der Höchstgeschwindigkeit muß der Schlitz gut verschlossen werden, weil sonst eine Verringerung der Gleitzahl eintritt.

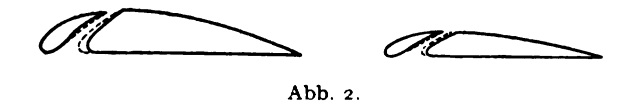


Abb. 2.

Um diese Ergebnisse zu erzielen, muß man die Bedingungen genau kennen, die zur Erreichung eines hohen Maximalauftriebsbeiwertes erforderlich sind:

a) der Abstand der beiden Flügel muß klein genug sein um eine gegenseitige Beeinflussung zu ermöglichen,
b) der Schlitz muß richtige Abmessungen haben, um einen vollkommenen Durchfluß der Luft zu erlauben.

Zu a): Der Hilfsflügel soll dieselbe Saugseite haben wie die Nase des Grundprofils. Die Druckseite muß stark gewölbt sein. Die Anordnung vor dem Hauptflügel muß unter einem negativen Anstellwinkel zur Sehne erfolgen.

---

1) Anmerk. d. Ü.: Für eine mittlere Luftdichte $\varrho = \frac{1}{8}$. (Siehe zur Ableitung dieser Formeln: Lachmann, Das unterteilte Flächenprofil, ZFM 1921, S. 167.)

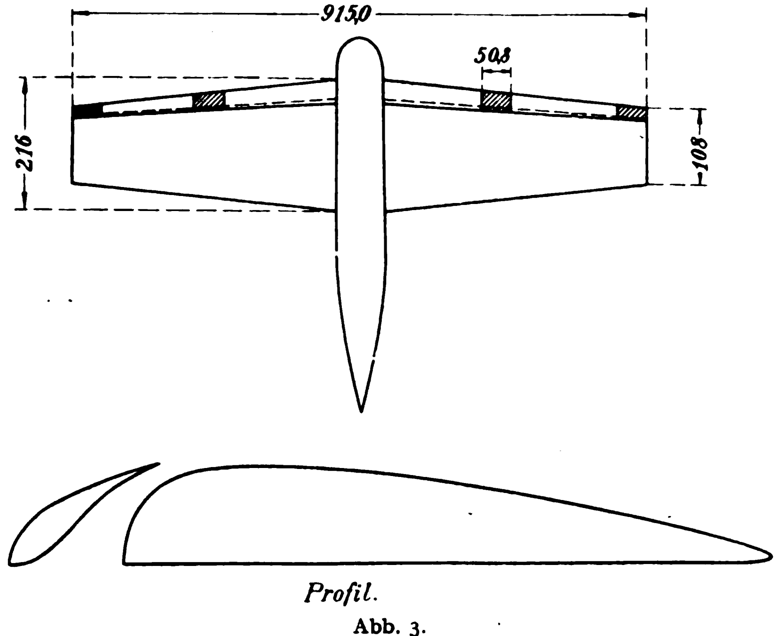


Abb. 3.

Zu b): Um eine richtige Schlitzform zu erhalten, darf die Nase des Hauptprofils nur einen kleinen Krümmungsradius haben und muß unter einem rechten Winkel auf die Kurve der Druckseite heruntergezogen werden.

Wenn die Druckseite des Hilfsflügels stark gewölbt und die Nase des Hauptprofils scharf abgerundet ist, ergibt sich ein Schlitz von regelmäßiger Verengung, wobei das Düsenverhältnis ungefähr 4:1 betragen soll.

Die Ergebnisse, die in Aachen erzielt und in der ZFM veröffentlicht worden sind, zeigen einen durchaus anders gearteten Charakter.

Mit Bezug auf die Zeichnungen, die von ihm veröffentlicht worden sind (Abb. 2) lehrt ein Vergleich mit den für einen Schlitz erforderlichen Eigenschaften, daß viele von den wichtigen Merkmalen vernachlässigt worden sind. Dies hatte zur Folge, daß die von ihm dargestellte Fläche sehr unwirksam war.

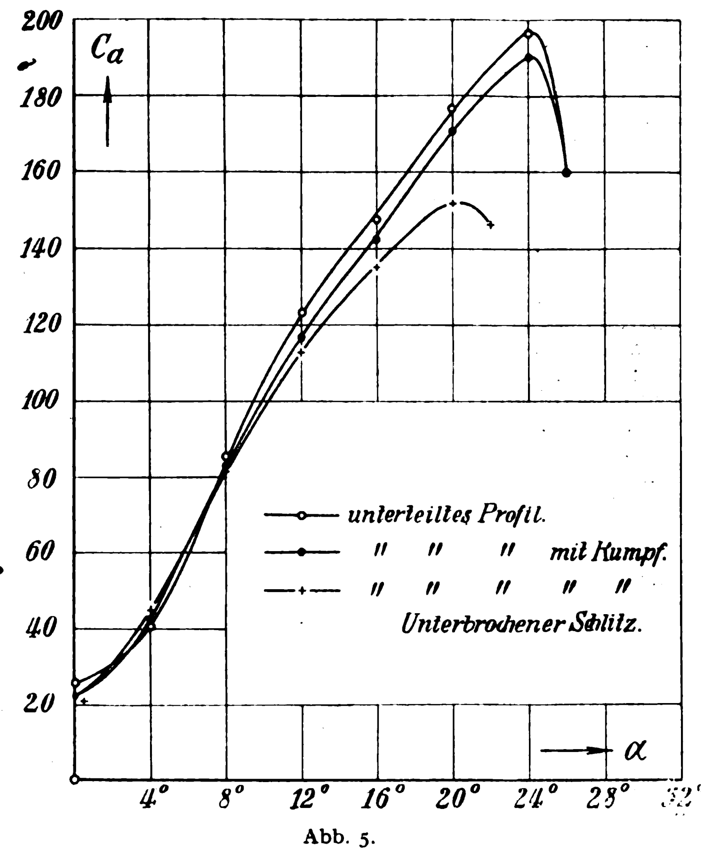


Abb. 5.

Herr Klemperer unterteilte bei seinen Versuchen den Schlitz durch Ausleger, welche den Hilfsflügel trugen. Diese Ausleger besaßen aber derartige Dimensionen, daß sie die Strömung durch den Schlitz unterbrechen mußten. Dadurch entstand Ablösung. Es ist leicht einzusehen, daß da, wo die Ausleger durchlaufen, die Fläche ein Profil mit relativ geringem Auftrieb, an den Schlitzen jedoch ein Höchstauftriebsprofil besitzt. Dadurch wird eine ungünstige Strömung über der ganzen Saugseite erzeugt, was die erwähnten Ergebnisse zur Folge hat. In dieser Hinsicht angestellte Versuche bestätigen diesen Einfluß der Schlitzunterbrechung (Abb. 3). Das Profil seines Schlitzes hätte bei dem sich nach den Enden zu ver-

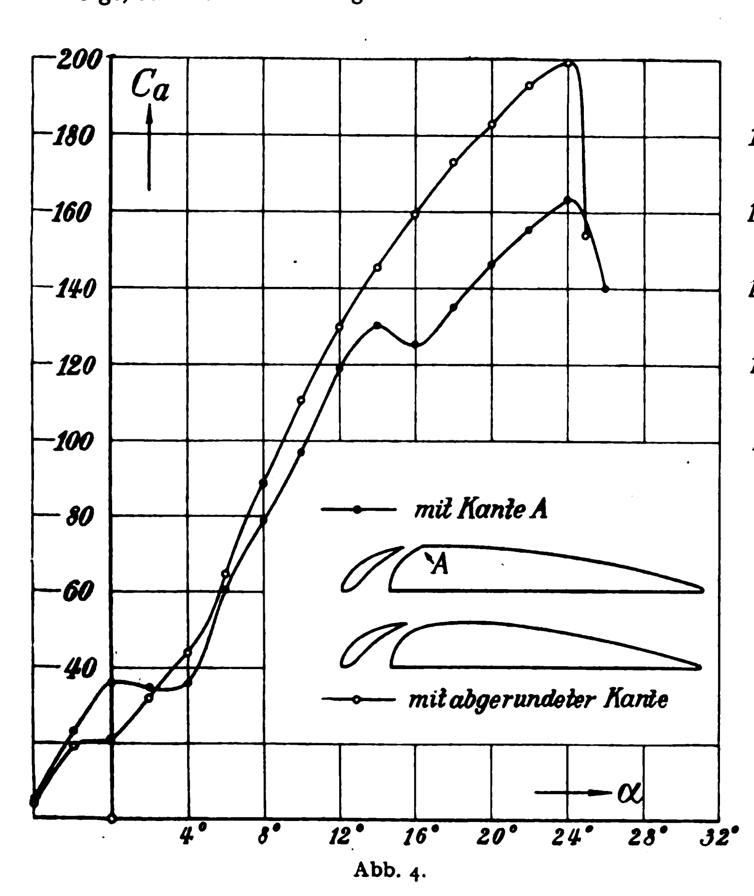


Abb. 4.

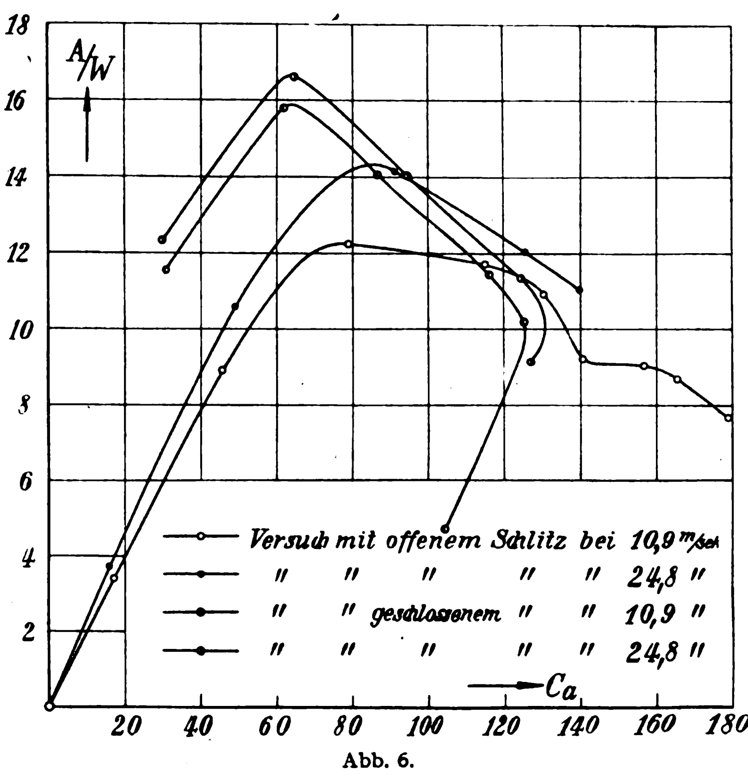


Abb. 6.

jüngenden Tragflügel in der Mitte weiter sein sollen als an den Flügelenden. Der Spalt bzw. der Durchflußquerschnitt für die Luft sollte im gleichen Verhältnis abnehmen.

Wenn die Nase des Hauptflügels mit der Kurve der Saugseite eine scharfe Kante bildet, entsteht hinter diesem Punkt Wirbelbildung und notwendigerweise eine Verminderung des maximalen Auftriebsbeiwertes. Diese Erscheinung wird klar ersichtlich aus Abb. 4.

Es ist auch nicht das gleiche, ob man den mittleren Teil der Fläche ungeschlitzt läßt, oder ob man einen Rumpf an diese Stelle setzt. Ersteres erzeugt Ablösung an einem für das Profil sehr kritischen Punkte. Der Versuch lehrt, daß der Einfluß des Rumpfes auf den Betrag von c_a praktisch vernachlässigt werden kann. Im Gegensatz hierzu stehen die Versuchsergebnisse, bei denen der Schlitz in der Mitte ausgefüllt war. Die Ergebnisse dieser Versuche sind in Abb. 5 dargestellt und zeigen einen großen Unterschied der c_a-Werte mit und ohne Rumpf.

Die beste Gleitzahl wird bei kleinen Winkeln durch den Schlitz vermindert, ist aber bei größeren Beträgen von c_a wieder besser als bei geschlossenem Schlitz. Hinsichtlich der Kennwerte ist der Vergleich schwierig, aber bei höheren Strömungsgeschwindigkeiten zeigt das Maximum der Gleitzahl eine größere Verbesserung bei offenem Schlitz als mit geschlossenem Schlitz. Dies ist aus Abb. 6 ersichtlich.

Wenn man den geringen Zuwachs an Baugewicht für die Anbringung des Schlitzes in Betracht zieht, dem der Vorteil einer um 20 vH verringerten Landegeschwindigkeit oder einer vergrößerten Höchstgeschwindigkeit bei konstanter Landegeschwindigkeit entgegensteht, so dürften diese letzteren Vorteile bei weitem überwiegen, um so mehr als sie die laufenden Kosten sowohl hinsichtlich Versicherung als auch tatsächlicher Flugzeit wesentlich vermindern.

Der Verfasser möchte an dieser Stelle nicht verfehlen, der Firma Handley Page Ltd. für die Erlaubnis zur Veröffentlichung der Versuchsergebnisse zu danken, die in ihrer Forschungsanstalt gewonnen worden sind.

Zusatz des Übersetzers.

In den vorstehenden Ausführungen ist ein wichtiger Punkt unerwähnt geblieben. Die Aachener Versuche sind mit einem relativ sehr niedrigem Kennwerte ausgeführt worden. Bei meinen eigenen Versuchen in Göttingen hat sich ebenfalls die Tatsache ergeben, daß bei einem erprobten unterteilten Profil der Spalteffekt bei einem Kennwert von ungefähr 3300 ausblieb, oder jedenfalls nur in sehr abgeschwächtem Maße auftrat (der übliche Kennwert für die Göttinger Messungen liegt bei 6000). Die Abhängigkeit des Spalteffektes von der Reynoldschen Zahl ist noch nicht geklärt und wird das Ziel weiterer Versuche bleiben, deren Ergebnisse meßtechnisch von Bedeutung sein werden. Es scheint wahrscheinlich, daß es für jeden Windkanal einen kritischen Kennwert gibt, bei dessen Unterschreiten der Spalteffekt erlischt.

Wirtschaftlichste ▯- und I-förmige Holm-Querschnitte.

Von Privatdozent Dr.-Ing. R. Sonntag, Beratender Ingenieur V. B. I.[1])

Auf S. 77 des Jahrganges untersucht Eric Thomas den Einfluß des Flügel- bzw. insbesondere des Holmgewichtes auf die Sinkgeschwindigkeit von Segelflugzeugen. Dieses Gewicht G_h wächst im allgemeinen mit wachsender Spannweite b, ist aber auch sehr von der Bauart des Holmes abhängig

$$G_h = \int_0^{b/2} \gamma \cdot F \cdot dx,$$

worin F die Querschnittsfläche des Holmes und γ das spezifische Gewicht seines Baustoffes bedeutet. F muß ein Kleinstwert werden.

Bei der Querschnittsermittlung ergibt sich F nach Bestimmung des zur Aufnahme des Biegungsmomentes M erforderlichen Widerstandsmomentes W. Bei einer zulässigen Biegungsbeanspruchung σ ist $W = \frac{M}{\sigma}$, worin

$$M = \frac{1}{2} \cdot \frac{G_r}{b} \cdot \left(\frac{b}{2} - x\right)^2,$$

wenn G_r das unveränderliche Rumpfgewicht des Flugzeugs einschließlich Führer und Nebenteile bedeutet.

Man kann W so bestimmen, daß F ein Kleinstwert wird. In einem auf S. 206 und 207, 1922, des »Zentralblatt der Bauverwaltung« erschienenen Aufsatz »Wirtschaftliche Querschnittformen für I-Träger« habe ich diese Aufgabe behandelt, nachdem ich sie bereits in meiner Habilitationsschrift[1]) über I-Eisen angeschnitten hatte.

Bei gewalzten eisernen Trägerformen bezeichnet man das Verhältnis

$$n_w = \frac{W}{F}$$

als den »Nutzungsgrad« einer Querschnittsform. Dieser liefert einen Maßstab zur Beurteilung ihrer Wirtschaftlichkeit. $n = \frac{\text{cm}^3}{\text{cm}^2} = \text{cm}$ ist eine Größe erster Ordnung und gibt jeweils an, mit wieviel F in cm² das betreffende W in cm³ erzielt wurde. Diejenige Form ist die wirtschaftlichste, bei der das erforderliche W möglichst wenig F benötigte.

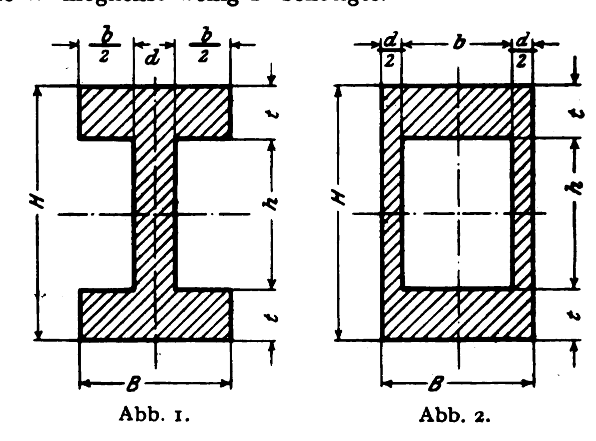


Abb. 1. Abb. 2.

Bei ▯- und I-förmigen Querschnitten entsprechend Abb. 1 und 2 ist

$$F = BH - bh$$

$$W = \frac{BH^3 - bh^3}{6H}$$

$$n_w = \frac{1}{6H} \cdot \frac{BH^3 - bh^3}{BH - bh}.$$

n_w muß ein Größtwert werden. Die Aufgabe läßt sich durch Versuchen aber auch analytisch lösen:

Nach überschläglicher Ermittlung des Querschnitts wird zunächst die Stegstärke $d = B - b$ so klein wie möglich gemacht, weil jede Zunahme von d eine Verminderung von n_w bedeutet. Hierbei sind aber durch die Eigenschaften des verwendeten Baustoffes Grenzen gezogen, und zwar erstens dadurch, daß die zulässige Schubbeanspruchung des Steges

$$\tau = \frac{Q \cdot S}{J \cdot d}$$

nicht überschritten werden darf und zweitens durch das jeweilige Verfahren zur Herstellung der Holme. Knicksicherheit des Steges wird kaum in Frage kommen. — In der Gleichung für τ bedeutet Q die Querkraft, S das statische Moment und J das Trägheitsmoment des Querschnitts. Außer der in der Nullinie auftretenden größten reinen Schubbeanspruchung kommt unter Umständen auch die an den Flanschen auftretende resultierende Anstrengung[2]) des Steges infolge Schub und

[1]) Auf wiederholten, ausdrücklichen Wunsch des Herrn Verfassers sind, entgegen unserer Gepflogenheit, seine Titel angegeben. Die Schriftleitung.

[1]) »I-Eisen unter besonderer Berücksichtigung der breitflanschigen und der parallelflanschigen I-Eisen«, Heft 225 der Forschungsarbeiten auf dem Gebiete des Ingenieurwesens, herausgegeben vom Verein deutscher Ingenieure, Berlin 1920.

[2]) Vgl. hierüber in R. Sonntag: »Biegung, Schub und Scherung in Stäben von zusammengesetzten und mehrteiligen Querschnittsformen mit gleichen und wechselnden Trägheitsmomenten auf Grund der Zerlegung in ihre Einzelteile«, Berlin 1909 und in der Forschungsarbeit des V. d. I. Nr. 225, Berlin 1920.

Biegung in Frage. Bei der Herstellung ist besonders darauf zu achten, daß in dem Anschlußquerschnitt von Steg und Flansch bei Zusammensetzung des Holmes aus mehreren Teilen deren Verbindungsmittel der auftretenden Scherkraft gewachsen ist und daß bei Anfertigung des Holmes aus einem Stück die zusätzlichen Bearbeitungsspannungen nicht zu groß werden. Anderseits können sich aber auch rechnerisch so geringe Stegstärken d ergeben, daß sie praktisch nicht mehr ausführbar sind, oder daß ihre Ausführung nicht mehr wirtschaftlich ist.

Nach vorläufiger Festlegung der Stegstärke d läßt sich die dieser, der jeweiligen Höhe H und der Breite B des Querschnitts entsprechende wirtschaftlichste Flanschstärke t durch Versuchen oder wie folgt analytisch ermitteln: Für den gesuchten Wert muß n_w ein Größtwert werden. Wird als Unbekannte $x = h = H - 2\,t$ eingeführt, so wird

$$n_w = \frac{1}{6\,H} \cdot \frac{B\,H^3 - b\,x^3}{B\,H - b\,x}.$$

Die Ableitung nach x gleich Null gesetzt ergibt zur Bestimmung von x eine Gleichung dritten Grades

$$x^3 - \frac{3}{2} \cdot \frac{B\,H}{b} \cdot x^2 + \frac{1}{2} \cdot \frac{B\,H^3}{b} = 0,$$

deren Lösung in meiner I-Eisenarbeit erläutert wurde. Schließlich wird

$$t_{n\,max} = \frac{H - x}{2}.$$

Weicht der so erhaltene Wert von dem bei der überschläglichen Querschnittsermittlung angenommenen nennenswert ab, so empfiehlt sich eine Nachprüfung von d bzw. b und nochmalige Ermittlung von $t_{n\,max}$.

Bei Annahme der Höhe H des Querschnitts kommt in statischer Hinsicht die zulässige Durchbiegung oder Federung des Holmes und in aerodynamischer die gewünschte Flügelform in Frage. Falls nicht mit Rücksicht auf den zu verwendenden Baustoff d beträchtlich stärker gemacht werden muß als rechnungsmäßig erforderlich ist, wächst die Wirtschaftlichkeit einer ⌷- oder I-Form mit H. Für gleiche H wächst sie mit B, doch lassen sich bei gleichen F mit größeren H und kleineren B größere W erzielen. Die gegenseitigen Abhängigkeiten von H, B, d und t sind in der erwähnten I-Eisenarbeit auch ganz allgemein eingehend untersucht worden. Weiter weisen parallelflächige und scharfkantige ⌷- u. I-Formen größere Nutzungsgrade n_w auf, als solche mit Ab- und Ausrundungen und mit geneigten Flanschflächen von gleichem F. Bei Holmen wird der Fall wohl in der Regel so liegen, daß B, d und t gleichbleibend, H aber veränderlich ist. Bei äußerster Baustoffausnutzung können aber auch wechselnde B und t in Frage kommen.

Im allgemeinen wird für die Querschnittsermittlung eines Holmes die Untersuchung von drei Querschnitten genügen. Die Abmessungen der übrigen können durch Zwischenschaltung graphisch ermittelt werden. Bei Ausführung der Integration für G_h können gegebenenfalls die H-, B-, d- und t-Linien so gewählt werden, daß sich vorteilhafte F-Linien ergeben. Auch werden vereinfachende Annahmen möglich sein, wenn man nicht planimetrieren will.

Wollte man rein analytisch integrieren, so müßte F als Veränderliche eingeführt werden. Führt man für $F = \frac{W}{n_w}$ ein, und weiter

$$W = \frac{M}{\sigma} = \frac{1}{2\,\sigma} \cdot \frac{G_r}{b} \cdot \left(\frac{b}{2} - x\right)^2,$$

so wird

$$G_h = \gamma \cdot \frac{1}{2\,\sigma} \cdot \frac{G_r}{b} \cdot \int_0^{b/2} \frac{1}{n_w} \left(\frac{b}{2} - x\right)^2 \cdot d\,x.$$

Die rechnerisch schwer erfaßbare Veränderlichkeit von n_w läßt diesen Weg nicht als gangbar erscheinen.

Grundsätzlich steht nichts im Wege, mit Hilfe des größten Nutzungsgrades $n_{w\,max}$ auch röhrenförmige oder sonstige Querschnitts- bzw. Trägerformen zu untersuchen.

Das Verfahren ist nicht nur auf die Querschnittsermittlung von Holmen beschränkt, kann vielmehr auch auf die Querschnittsermittlung aller auf Biegung beanspruchter Stäbe angewendet werden.

Nennung des Erfinders in der Patentschrift.

Eine bemerkenswerte Verordnung wurde vom Patentamt erlassen. Sie betrifft die aus Fach- und Erfinderkreisen schon so oft erhobene Forderung auf Wahrung der Erfinderehre. Als befriedigend wird diese Regelung wohl nicht bezeichnet werden können.

Es soll, wenngleich niemandem ein Anspruch darauf zusteht, daß der Name des Erfinders als solcher in den Veröffentlichungen des Reichspatentamtes angegeben wird, versuchsweise vom 1. März 1922 an zugelassen werden, daß die Patentschrift dazu benutzt wird, den Erfinder, der nicht Anmelder der Erfindung ist, bekanntzumachen. Wegen der Bedingungen, an die diese Vergünstigung angeknüpft ist, und der Gesichtspunkte, nach denen dabei verfahren werden soll, wird auf die nachstehenden Richtlinien hingewiesen.

I. Der Patentsucher kann dem Amte den Erfinder nennen und beantragen, daß die Patentschrift mit einem Vermerk hierüber versehen wird.

Der Vermerk lautet: »Von dem Patentsucher ist als der Erfinder angegeben worden.......... (es folgen Vor- und Zuname und Wohnort).« Berufsstellung und Wohnung oder sonstige Zusätze werden nicht aufgenommen. Die Angabe einer juristischen Person wird nicht zugelassen.

II. Der Antrag hat für das Patenterteilungsverfahren keine Bedeutung und berührt nicht die dem Amte gesetzlich zugewiesenen Aufgaben. Er wird vielmehr von dem Amte ausschließlich im Verwaltungswege erledigt und ist schriftlich an das »Reichspatentamt, Anmeldeabteilung N. N.« zu richten. Der Antrag ist auf einem besonderen Blatt einzureichen und nicht mit Erklärungen, die sich auf das gesetzliche Verfahren beziehen, zu vereinigen. Es wird empfohlen, an die Spitze den augenfälligen Vermerk zu setzen: »Betrifft Nennung des Erfinders.«

Der Antrag soll die Bezeichnung der Erfindung und das amtliche Aktenzeichen sowie eine Erklärung über die Zahlung des Kostenbeitrages enthalten und Vor- und Zunamen, Beruf, Wohnort und Wohnung des Erfinders angeben. Ist das Patent von mehreren Personen nachgesucht, so hat jede von ihnen den Antrag zu unterzeichnen.

Dem Antrage ist die von dem darin genannten Erfinder eigenhändig vollzogene Erklärung seines Einverständnisses beizufügen.

Die öffentliche Beglaubigung der Unterschriften wird in der Regel nicht gefordert werden.

Als Beitrag zu den Unkosten der neuen Einrichtung ist der Betrag von M. 50 an die Amtskasse abzuführen. Solange die Zahlung nicht bewirkt ist, wird dem Antrage keine Folge gegeben.

III. Einen Bescheid darüber, daß dem Antrage stattgegeben wird, hat der Antragsteller nicht zu erwarten. Ist den angegebenen Anforderungen genügt, so wird auf die Erfüllung des ausgesprochenen Begehrens Bedacht genommen werden. Die Ausgabe der Patentschrift wird dadurch nicht aufgehalten. Wichtig ist daher, daß der Antrag zu passender Zeit gestellt wird. Wird er eingereicht, nachdem das Patent endgültig erteilt oder nachdem die Erteilung bekannt gemacht worden ist, so wird seine Berücksichtigung dadurch in Frage gestellt.

Das Amt übernimmt in keinem Falle die Verantwortung dafür, daß die Patentschrift mit dem beantragten Vermerk versehen wird. Ist sie, gleichviel aus welchem Grunde, ohne den Vermerk erschienen, so kann dieser erst und nur dann nachgeholt werden, wenn es aus anderem Anlaß zu einem neuen Drucke der Patentschrift kommt.

IV. Die Richtigkeit der Angabe des Patentsuchers wird von dem Amte nicht geprüft und durch den der Patentschrift beigedruckten Vermerk nicht gewährleistet. Das materielle Recht an der Erfindung und das Rechtsverhältnis zwischen dem Patentsucher oder dem von ihm als Erfinder Genannten und einem Dritten werden durch die Veröffentlichung des Vermerks nicht berührt und bleiben bei der Handhabung der gegenwärtigen Richtlinien außer Betracht. Dritte Personen werden mit etwaigen Einwendungen an den Patentsucher verwiesen.

V. Auf ein vor dem 1. März 1922 eingegangenes Gesuch um Veröffentlichung des Namens des Erfinders wird von dem Amte nicht zurückgegriffen. Der Antrag muß, um berücksichtigt werden zu können, unter Beachtung der vorstehenden Richtlinien wiederholt werden. Ep.

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten, auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Eine Flugveranstaltung in Nizza fand in der letzten Märzwoche statt. Der Franzose Sadi Lecointe wurde von dem Italiener Brack-Papa im Schnelligkeitswettbewerb geschlagen. Es wurden ferner ausgetragen der Coupe Jules Védrines (Langsamkeitswettbewerb), Sieger: Flachaire, 4 min $48^4/_5$ s; Coupe Enri Roget (Geschicklichkeitswettbewerb, Abwerfen von Meldungen), Sieger: Bequet; Coupe Edmond Pillon (Abschießen von drei Ballons, die mit je 20 min Zwischenraum abgelassen wurden), Sieger: Bossoutrot; Coupe Jean Navarre (Kunstflugwettbewerb), Sieger: Fronval. (Figaro, Paris, 27. März 1922, und Temps, Paris, 28. März 1922.) **22/15. 14.**

Weltluftverkehr.

Bericht über die International Air Traffic Association (7. Zusammenkunft). Haag, 20. Februar 1922 (22/11. 4).

Vertreten waren:

Compagnie Franco Roumaine (Hermant).

Svenska Luft Trafik Aktiebolaget (Jacobson).

Danske Luftfahrt Selskab (Meisterlin).

Compagnie des Messageries Aériennes (Pierrot).

Koninklijke Luchtvaart Maatschappij für Nederland und Kolonien (Plesman).

Société Nationale pour l'Etude des Transports Aériens (Renard).

Danziger Luftreederei und Deutsche Luftreederei (Wronsky).

Die zu erledigenden Punkte nahmen 5 Sitzungen in Anspruch. Ein internationales Ladeverzeichnis wurde allgemein angenommen. Aus den Erörterungen über den Sommerdienst 1922 scheint hervorzugehen, daß mit dem Betrieb folgender großer internationaler Luftlinien gerechnet werden kann:

1. London—Amsterdam—Bremen—Hamburg—Kopenhagen,
2. London—Amsterdam—Bremen—Hamburg—Berlin,
3. London—Brüssel—Dortmund—Berlin,
4. London—Paris—Lyon—Genf,
5. London—Paris—Lyon—Marseille,
6. Amsterdam—Brüssel—Paris,
7. Paris—Straßburg—Prag—Warschau—Wien—Budapest—Bukarest—Konstantinopel,
8. Königsberg—Moskau in Verbindung mit der Eisenbahnlinie Berlin—Königsberg.

Es wurde beschlossen, den Sekretär des Weltpostvereins darauf hinzuweisen, daß für die Allgemeinheit von großem Interesse ist, wenn während der regelmäßigen Luftverbindung (April bis September) die Post möglichst im Luftwege befördert würde.

Das Hauptbureau wurde ferner ersucht, sich mit der Verkehrskommission des Völkerbundes in Verbindung zu setzen.

Die Vereinfachung der Zollbescheinigungen soll versucht werden.

Die Richtlinien über den Verkehrsflugzeugbau werden wie folgt erweitert: Die Verwendung von Schalldämpfern an den Motoren wird verlangt; Handelsflugzeuge, die mehr als 8 Fluggäste mit Gepäck oder Fracht von gleichem Gewicht befördern, müssen 2 Flugzeugführer haben; die Verwendung von Trimmtanks ist erforderlich; Handelsflugzeuge, die Reisen von mehr als 4stündiger Dauer ausführen, müssen mit einer Wascheinrichtung versehen sein; die hauptsächlichsten Teile des Motores und der Zelle müssen möglichst schnell auszuwechseln sein.

Hinsichtlich des Nachtfliegens werden die Gesellschaften ersucht, bei den Regierungen vorstellig zu werden, daß sie die nötigen Einrichtungen, wie z. B. auf der Linie London—Paris, auf ihren Luftlinien schaffen, um das Landen bei Dunkelheit zu ermöglichen.

Die vorerwähnten französischen Gesellschaften, die belgische Gesellschaft und eine tschecho-slowakische Gesellschaft würden ersucht werden, Mitglieder der Association zu werden.

Da oftmals zwischen den Regierungen und den Eisenbahn-, Schiffahrts- und anderen Gesellschaften Verträge über die Postbeförderung für einen langen Zeitraum abgeschlossen werden und es daher schwierig ist, Verträge über Postbeförderung im Luftwege zu erhalten, wurden die Gesellschaften ersucht, auf ihre Regierungen dahin einzuwirken, daß sie bei Erneuerung der Postverträge die Luftpost entsprechend berücksichtigen.

Nächste Zusammenkunft am 31. Juli 1922, voraussichtlich in Brüssel. **22/15. 6.**

Eine englisch-französisch-belgische aeronautische Konferenz fand in London am 15. und 16. März zur Prüfung der verschiedenen die 3 Länder betreffenden Luftverkehrsfragen statt. Von französischer Seite nahm der Unterstaatssekretär für das Luftfahrwesen Laurent Eynac in Begleitung seines Kabinettchefs Oberst Casse, des Oberst Faure von der Militärluftfahrt und des Hauptmanns Roper vom Ministerium des Auswärtigen teil. England war vertreten durch den Generalkontrolleur der Zivilluftfahrt, General Sykes, Belgien durch den Oberst von Crombrugge, den Leiter der belgischen Luftfahrt. Die Konferenz beschäftigte sich mit praktischen Verkehrsfragen, insbesondere mit den Bodenorganisationen, Luftlinien, Zollkarten und Zollformalitäten. Sie erörterte ferner die durch die bevorstehende Aufhebung des Bauverbots für Deutschland entstehende Lage und befaßte sich insbesondere mit der Frage des Auslandluftverkehrs deutscher Handelsluftfahrzeuge. Es wurde eine Einigung dahin erzielt, daß die deutsche Luftfahrt im Auslande frei sein sollte, unter der Bedingung, daß Deutschland die ihm auferlegten Begriffsbestimmungen anerkennt. Zur Überwachung wird eine dauernde Luftfahrtkontrollkommission in Berlin gebildet werden. Wenn diesem Vorschlag nicht widersprochen wird, bedeutet dies die Zulassung Deutschlands zur internationalen Luftfahrtkonvention vom 13. Oktober 1919. (La Libre Belgique Nr. 75 v. 16. März 1922 und Le Temps, Paris, 20. März 1922.) **22/16. 2.**

Deutschland.

Flughafen München. Das Reichswehrministerium und das Reichswehrkreiskommando III in München haben genehmigt, daß der der Heeresverwaltung gehörige Exerzierplatz Oberwiesenfeld auch für die Dauer des Jahres 1922 als Landungsplatz für den Zivilluftverkehr benutzt werden darf; Bauten oder sonstige ortsfeste Anlagen dürfen nicht errichtet werden. **22/15. 2.**

Großbritannien.

Luftfahrtforschung. Richtungen für zukünftige Fortschritte. Ein Vortrag auf der Luftfahrtkonferenz von dem Brigadier-General R. K. Bagnall-Wild, dem Direktor der Forschungsabteilung, beschreibt die Ergebnisse der Versuche, die für die Militärluftfahrt ausgeführt wurden. Der Bericht enthält nicht nur besondere Berichte über Einrichtungen unter der Kontrolle des Luftministeriums sondern auch über Universitäts- und Hochschulforschungen, die im Verein mit dem Ministerium vorgenommen wurden.

Er bemerkt, daß die Forschungsabteilung nicht nur eine wissenschaftliche Organisation ist, sondern auch als die technische Abteilung des Ministeriums gilt und wahrscheinlich $^4/_5$ ihrer Arbeit im Verein mit dem Ministerium ausführt (Untersuchungen im Windkanal und Festigkeitsprüfungen an Luftfahrzeugmaterial).

Motoren.

Das größte technische Problem ist die Entwicklung und Vervollkommnung des Flugmotors; das äußerste Ziel: die Entwicklung eines Motors, der nie versagt. Aber da die Motoren im Durchschnitt mit 80 bis 100 vH ihrer ganzen Kraft laufen, so sind sie bald un-



brauchbar. Nur der Napier-»Lion«-Motor arbeitet im Luftverkehr über den Kanal mit ungefähr 60 vH seiner Höchstleistung. Eine Schwierigkeit ist hauptsächlich auch dadurch bedingt, daß man das geringste Gewicht bei größter Leistung erreichen will. Es ist sehr unwahrscheinlich, daß die Gasturbine in der nächsten Zeit für Luftfahrzeuge in Frage kommt.

Brennstoffe und Brennstoffeinspritzung.

Das Werk von Tizard und Pye und die Ricardo-Versuchsanstalt arbeiten an verschieden leichten Kohlenwasserstoffverbindungen, endgültige Ergebnisse sind noch nicht erzielt. Jeder erreichbare Vorteil wäre praktisch von großer Bedeutung. Hauptsächlich müßte die Neigung zu brisanten Zündungen vermindert werden. Höhere Verdichtung bei geringerem Brennstoffverbrauch wäre erwünscht. Flugmotoren arbeiten gegenwärtig als Viertaktmotoren.

Luftkühlung.

Es gibt Leute, die den Bau von luftgekühlten Motoren von 1000 PS nicht für ausgeschlossen halten und die da glauben, daß mit irgendeiner Kühlerart ein Flugmotor von 2400 PS bei 750 Umdrehungen möglich sei. Im Vergleich der Gewichte der luft- und wassergekühlten Motoren (im letzteren das Gewicht des Kühlers und Wassers eingerechnet, in ersterem das Gewicht der Kühlerrippen) werden bei ersteren 0,11 kg/PS gewonnen.

Geräuschlose Flugzeuge.

Für den Luftverkehr und für die Luftstreitkräfte würde ein geräuschloses Flugzeug bedeutenden Vorteil haben. Die Luftschraube und das Flugzeug selbst scheinen beide an der Schallerzeugung beteiligt zu sein. Es ist wenig Aussicht vorhanden, dieses abzuschwächen.

Tragflügel und Luftschrauben.

Ein großer Handley Page-Eindeckerflügel mit einem einzelnen langen Schlitz wird jetzt in Farnborough geprüft. Dieser Tragflügel hat kurze Schlitze in jeder Querruderachse; zwei andere neue Handley Page-Entwürfe sind fertig. Die früheren Versuche haben bemerkenswerte Resultate ergeben. Ein D. H. 9-Flugzeug mit einem »Puma«-Motor hat mit einem Handley Page-Flügel ausgerüstet größeren Auftrieb und größere Steigfähigkeit gezeigt wie mit normalen Flügeln. Es stieg 1000 in 7,2, andernfalls in 10,4 min. Anderseits wurde festgestellt, daß es die halbe Anlaufszeit brauchte wie mit normalen Tragflächen. Windkanalversuche mit dem Alulaflügel haben keine besonderen Ergebnisse gezeigt.

Metalluftschrauben würden von bedeutendem Vorteil sein, selbst auf Kosten eines größeren Gewichts. Über 450 PS wird das Gewicht etwa um 10 vH anwachsen.

Material.

Der Materialunterausschuß des Forschungsausschusses für Luftfahrt hat bedeutende Arbeit für Materialuntersuchungen an Luftfahrzeugen geleistet. Ermüdungserscheinungen und Streckungsgrenzen müssen mit großer Genauigkeit festgestellt werden. Ein besonderer Vorteil ist bereits für Luftschrauben und Kurbelwellen erreicht worden. Ein Hauptbedürfnis ist auch das Rohmaterial für die Brennstoffzuführung gewesen, und die Luftstreitkräfte sind dauernd bemüht, die Untersuchungen bei den zur Verfügung stehenden Maschinen fortzuführen. Das »Petroflex«-Rohr von Blaesdell ist ein besonders gutes Mittel, um sowohl das schnelle Altern des Gummis zu vermeiden, wie die Festigkeit des Kupfers zu erhalten. Es ist aus 10 Lagen von miteinander verleimten Därmen des chinesischen Schweines hergestellt. Darum liegen Lagen von Kanevas, das feuersicher imprägniert ist und als äußerer Schutz eine Metallspirale von Aluminium. Dieses Rohr scheint vollständig benzinundurchlässig zu sein, wenn es trocken gehalten wird. Es kann 14 kg/cm² inneren Druck aushalten. **22/16. 3.**

Japan.

Das Luftfahrtinteresse in Japan wird einer Mitteilung des amerikanischen Konsuls in Nagoya zufolge in der letzten Zeit reger, so daß sich für die Luftfahrzeugindustrie neue Absatzmöglichkeiten bieten werden. In Nagoya wurde eine Fliegerschule eröffnet, und von einem Zivilflieger in Kyoto wurde die Lake Aerial Excursion Cy. organisiert. Die Gesellschaft beabsichtigt, 8-Sitzer von 400 PS zu verwenden. In Nagoya befaßt sich die Mitsubishi Motor Cy. mit der Herstellung von Flugzeugen und erhielt die Erlaubnis zur Anlage eines eigenen Flugplatzes. Ein Probeflug der Mitsubishi-Bauart mit 300 PS Hispano-Suiza-Motor zeitigte gute Erfolge. Konstruktionseinzelheiten der Bauart fehlen.

Auch die Aichi Tokei Denki Kabushiki Kaisha, die von Atsuba in die Nähe von Nagoya verlegt wird, hat neben ihrem eigentlichen Fabrikationszweig, Uhren und elektrischen Maschinen, den Flugzeugbau aufgenommen. Sie baut Flugzeuge vom Yokosho-Typ; insbesondere sollen Handelsflugzeuge hergestellt werden.

Die Kawasaki-Werke in Kobe haben eine vor der Vollendung stehende Flugzeugfabrik in der Präfektur Gipu einrichten lassen. Die Tätigkeit soll im Frühjahr ds. Js. mit 500 Arbeitern aufgenommen werden. (Automotive Industries, New York, 9. 2. 1922.) **22/16. 9.**

Schweiz.

Ein neuer Hubschrauber ist von M. E. Markiewicz in Genf zum Patent angemeldet worden. Der Apparat ist ganz aus Duralumin erbaut und wiegt 1500 kg. Die Triebkraft wird von zwei Motoren zu je 300 PS geliefert, von denen einer der wagerechten und der andere der senkrechten Bewegung dient. Die Maschine hat Tragflächen von 100 m², die den Junkers-Flügeln nachgebildet sind. (La Suisse Aérienne, Bern, Nr. 24/1921). **22/15. 16.**

Das Schweizer Zivilflugwesen führt seit zwei Jahren einen beständigen Existenzkampf, der immer schwieriger wird und der neuerdings den Chef des eidgenössischen Luftamts, Major Isler, veranlaßt hat, in seinem letzten Jahresbericht an den Bundesrat zum erstenmal für das Zivilflugwesen staatliche Subventionen zu beantragen.

Die Hauptvertreter des Schweizer Zivilflugwesens sind:

a) die Ad Astra-Gesellschaft in Zürich,
b) die Ecole Aéro in Lausanne,
c) A. Conte in Dübendorf.

Die vorgenannten Gesellschaften sind lediglich Verkehrsgesellschaften. Eine eigene Flugzeugindustrie besitzt die Schweiz nicht, mit Ausnahme der Heereswerkstätten, in denen Heeresluftfahrzeuge hergestellt werden.

An dem Luftlinienprogramm für 1922 — das kürzlich in Haag von der I.A.T.A. aufgestellt wurde — wird sich die Schweiz auf den Strecken

1. London—Paris—Lyon—Genf,
2. Amsterdam—Brüssel—Genf,
3. Paris—Berlin—Königsberg—Moskau

beteiligen. Das Ergebnis des Luftverkehrs 1921 in der Schweiz war befriedigend. Es wurden über 3000 Passagierflüge mit mehr als 5000 Fluggästen ausgeführt. Vom 1. 4. d. Js. ab ist auf Schweizer Seite die Weiterführung der deutschen Linien München—Konstanz und Fürth—Konstanz nach Zürich—Genf mit Anschluß nach Spanien in Aussicht genommen. Geplant ist für die Zeit vom 3. bis 10. September in Zürich—Dübendorf ein internationales Flugmeeting in Verbindung mit einem Segelflugwettbewerb und einer aeronautischen Ausstellung. Im Sommer findet der Wettbewerb um den Gordon-Bennett-Pokal für Freiballone in der Schweiz statt, da der vorjährige Sieger ein Schweizer Ballon war. Die Vorbereitungen werden von der Stadt Genf betrieben. Anmeldungen von 20 Ballonen aller Nationalitäten liegen vor, u. a. beteiligt sich Amerika mit 3 Bewerbern.

Nach dem Vorbilde des mit Deutschland im September 1920 abgeschlossenen Luftabkommens haben jetzt Vertragsverhandlungen mit Dänemark, Belgien, Holland und Italien stattgefunden. Die Ratifikationen dürfen in Kürze bevorstehen. **22/17. 4.**

Polen.

Betriebsergebnisse der Luftfahrt in Polen für das Jahr 1921.

a) Luftverkehr zur Posener Messe (Danzig—Posen, Warschau—Posen), 28. 5. bis 10. 6.:

Flüge	58
Flugkm	16500
Fluggäste	300
Post und Fracht in kg	3000

b) Luftverkehr Warschau—Prag—Paris, 15. 2. bis 1. 11.:

Flüge	248
Flugkm im ganzen	660259
davon Flugkm in Polen	62000
Fluggäste	1327
Post in kg	1333
Fracht in kg	30764

c) Verkehr auf dem Flugplatz Warschau:

Gelandete Fluggäste	204
Angekommene oder versandte Waren in kg	933

(Industrie- u. Handelszeitung, Berlin, 11. 4. 21.) **22/17. 5.**

Schweden.

Ein „Fluglotse" genanntes Handbuch für Flieger beabsichtigt das schwedische Marineflugwesen auszuarbeiten. Es soll alle erforderlichen Auskünfte über Landungs- und Ankerplätze, Reparaturmöglichkeiten usw. für Flugboote an den schwedischen Küsten enthalten und besonders den Handelsluftverkehr berücksichtigen. (Svensk Motortidning, Stockholm, 15. 3. 22.) **22/17. 6.**

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Brennstoffe. Die physikalischen Eigenschaften der Motorbrennstoffe. — W. R. Ormandy, The Automobile Engineer, Bd. 12, Nr. 161, März 1922, S. 90/95, (18 Sp., 5 Zahlentafeln, 8 Abb.).

Heizwert sehr wichtig, aber nicht allein ausschlaggebend. Es wird der untere Heizwert, d. h. Heizwert nach Abzug des Wärmewertes vom entstehenden Wasserdampf angegeben, da der Wasserdampf im Motor nicht verwertet wird. Der Gefrierpunkt von Benzin wird durch Hinzufügen von anderen Brennstoffen erniedrigt. Einfluß wächst in folgender Reihe: Alkohol, Leuchtpetroleum, Hexaxylol und am meisten Toluol. Benzol hat höheren Gefrierpunkt. Kohlenwasserstoffe mischen sich untereinander in jedem Verhältnis mit Ausnahme von Alkohol, der sich, je niedriger die Temperatur um so leichter entmischt. Die von Ricardo untersuchten Brennstoffe A, B und H stammen aus Borneo, E und F aus Amerika. Die zur Verhütung von Entmischen notwendige Reinheit des Alkohols schwankt zwischen 94 und 99 vH. Nach Ricardo ist die Verminderung der Temperatur im Saugrohr nahezu proportional der Temperatur, bei der 50 vH des Brennstoffes sieden. Der Flammpunkt von normalem Benzin liegt zwischen — 25° und — 30° C, von Benzol bei — 11° C und von 95 vH Alkohol bei 16° C. Bei zu armem oder zu reichem Gemisch keine Entflammbarkeit. Die Grenzen der Mischungsverhältnisse können aus dem Dampfdruck berechnet werden. Temperatur des unteren Flammpunktes gleich 0,736 mal, Temperatur des oberen Flammpunktes gleich 0,800 mal der Temperatur, bei der das Sieden beginnt. Gegenwart unbrennbarer Gase bringen eine Änderung. Bei Benzin und Zyclohexan liegt der untere Flammpunkt unter dem Gefrierpunkt. Wenn in einem Schwimmergehäuse aus Aluminium ein Schwimmer aus einem anderen Metall, z. B. Messing ist, entstehen elektrische Erscheinungen, bei denen ein Metall angegriffen wird. Alkohol-Benzol-Gemische haben die eisernen Brennstoffbehälter der Londoner Omnibusgesellschaft in unzulässiger Weise angegriffen. (Reichskraftstoff enthält ebenfalls Benzol und Alkohol! D. Ber.). Abhilfe durch Zusatz geringer Mengen Alkali. Die Viskosität der Petroleumdestillate ist ziemlich gleichbleibend, bei Benzol etwas und bei Alkohol bedeutend größer (4:5:11). Aethylalkohol widersteht einem bedeutend höheren Verdichtungsverhältnis als Toluol. Langhubige Motoren gestatten das beste Verdichtungsverhältnis. Der Apparat von Moore gestattet die Messung der Temperatur, bei der Selbstzündung eintritt. Hn. **22/16. 11.**

Flugzeugbau. Flugzeugausgestaltung für Verkehrszwecke (Specialised Aircraft). — W. D. Beatty, Vortrag vor der Kgl. Gesellschaft für Luftfahrt, The Aeronautical Journal, Bd. 26, Nr. 135, März 1922, S. 92/107 (15½ S., 3 Zahltaf.).

Der englische Militär-Wettbewerb von 1912 stellte eine Reihe von Nebenforderungen, wie Schalldämpfer, Anlasser, leichte Steuerbarkeit, großer Geschwindigkeitsbereich, leichtes Aufrüsten und große Stabilität auf, die bis heute noch nicht oder nur unvollkommen erfüllt sind. Dem leichten Aufrüsten scheint man in Deutschland mehr Aufmerksamkeit geschenkt zu haben als in England. Die Steigerung der Flugleistungen in den letzten Jahren ist ganz erheblich (vgl. die Zahltaf.). Der englische Flugmotorenbau hat sich vom Auslande ganz unabhängig machen können.

Das Verkehrsflugzeug kann noch ganz erheblich verbessert werden. Ein Luftverkehr innerhalb Englands hat kaum Aussichten. Bei Verkehrsflugzeugen sollte vor allem mehr für die Bequemlichkeit der Reisenden gesorgt werden. Die Abteile dürfen nicht so gedrängt besetzt sein. Sitze meist zu klein bemessen, daher vielfach zu hohe »Flächendrücke« und Unbehaglichkeit der Reisenden. Heizung und Lüftung müssen noch wesentlich verbessert werden, wenn das unbehagliche Gefühl der in geschlossenen Abteilen Reisenden behoben werden soll. Die verbrauchte Luft müßte abgesaugt und durch erwärmte Frischluft ersetzt werden. Zur Heizung Verwendung der Auspuffgase, die eine kleine Warmwasserheizanlage speisen. Die Schalldämpfung ist sehr wesentlich und erscheint durchaus lösbar; man sollte sich doch mehr damit befassen. Stoffbespannte Rümpfe sollten mit Rücksicht auf die Schalldämpfung nicht mehr verwendet werden. Zweimotorenflugzeuge haben als Verkehrsflugzeuge mancherlei Vorteile; vor allem haben die Reisenden dazu größeres Zutrauen.

Aussprache. Samuel Instone: Zweimotoren-Verkehrsflugzeuge zweifellos beliebter; leider stand die englische Regierung ihrer Unterstützung bei der Verwendung im Luftverkehr bisher ablehnend gegenüber. Ein Luftverkehr kann sich gegenwärtig noch nicht aus eigenen Mitteln erhalten. H. E. Wimperis: Die Lebensdauer der Flugmotoren läßt sich bedeutend steigern, wenn man sie normalerweise nicht mit voller Leistung laufen läßt. Der Napier-»Lion« läuft im Luftverkehr vielfach nur mit 60 vH der vollen Bremsleistung. H. P. Folland: Das Einmotorenflugzeug ist viel betriebssicherer und leichter als das Zweimotorenflugzeug. W. **22/15. 21.**

Flugzeugbau. Entwurf einiger neuer Flugzeugbauarten (Conception de différents types d'avions nouveaux.). — Michel Wibault, Verhandlungen des Technischen Ausschusses des Ersten Internationalen Luftfahrt-Kongresses in Paris am 15.—25. Nov. 1921, Bd. 1, S. 53/57 (4½ S., 2 Zahltaf., o. Abb.).

Flügelprofilauswahl nach den systematischen Göttinger Messungen in den deutschen »Technischen Berichten« der Flugzeugmeisterei«, die mit Hilfe des logarithmischen Schaubildes von Eiffel miteinander verglichen wurden. Wahl eines mitteldicken Flügelschnittes, der eine erhebliche Verminderung des schädlichen Widerstandes gestattet; kein Weglassen der äußeren Verspannung (das als eine »Übertreibung der deutschen Konstrukteure« gekennzeichnet wird! D. Ber.). Der nach außen an Dicke abnehmende Flügel (frz. Patent von Wibault) hat sich als äußerst günstig gezeigt. Die von Prandtl berechneten günstigsten Doppeldeckeranordnungen werden konstruktiv zu schwer. Die Doppeldeckerausführung mit einem Unterflügel von größerer Spannweite gibt aerodynamisch keinerlei Nachteile und ist baulich sehr vorteilhaft. In Zukunft werden Ganzmetallflugzeuge vorherrschend werden. Im Metallbau nach Möglichkeit Rohre verwenden. Für Holme genietete Kastenquerschnitte. Die Wibault-Metallflugzeugzelle wiegt rd. 6 kg/m². Vorteile des größeren Unterflügels: Stiele bei gleicher Knicklänge nach innen geneigt, dadurch geringere Holmbeanspruchungen; größerer Unterflügel gibt leichteres Landen, Querruder im Unterflügel wirksamer. Metallbekleidung des Flügels gegenwärtig noch vollkommen überflüssig; später bei Riesenflugzeugen wahrscheinlich anwendbar. W. **22/15. 22.**

Flugzeugbau. Metallbau für Flugzeuge. (Metal construction for aircraft). — J. D. North, Verhandlungen des Technischen Ausschusses des Ersten Internationalen Luftfahrt-Kongresses in Paris am 15./25. Nov. 1921, Bd. 1, S. 49/52 (3 S., 1 Zahltaf., 1 Schaub.).

Ein gute Stahlkonstruktion kann leichter als eine Holzkonstruktion werden. Dünnwandige Stahlrohre von großem Durchmesser bieten erhebliche Herstellungsschwierigkeiten, so daß man den Aufbau aus Blechen oder Profilen vorzieht. Schweißen ist bei sehr hochwertigem Stahl nicht angängig; daher ausschließlich Nietungen angewendet. Der Stahlbau ist für das Flugwesen am wichtigsten. W. **22/15. 23.**

Flugzeugbau. Verkehrsflugzeuge (Avions et Hydravions Commerciaux). — L. Huguet, Verhandlungen des Technischen Ausschusses des Ersten Internationalen Luftfahrt-Kongresses zu Paris am 18.—25. März 1921, Bd. 1, S. 37/41 (4½ S., o. Abb.).

Das Einmotorenflugzeug ist für den Luftverkehr zweifellos am wirtschaftlichsten. Mehrmotorenflugzeuge aus Gründen der Sicherheit bevorzugt. Das Wasserlandflugzeug ist noch nicht durchentwickelt und befriedigt noch nicht. Der Doppeldecker hat gewiß Nachteile, ist aber immer noch am wirtschaftlichsten, da der Eindecker mit freitragenden Flügeln durch sein hohes Flügelgewicht zu schwer wird. Die Leistungsbelastung gibt vorläufig immer noch den Ausschlag. Versuche zeigen, daß bei normalen Anstellwinkeln dünne Flügelschnitte besser als dicke sind. Außerdem werden dünne Flügel leichter. Dicke Flügel sind bei großen Anstellwinkeln, d. h. bei hohen Flächenbelastungen vorzuziehen. Das Flugzeug aus Holz und mit Stoffbespannung ist billig, bei guter Behandlung auch dauerhaft und leicht auszubessern. Versuche mit Metallkonstruktionen sind jetzt erst befriedigend. W. **22/15. 24.**

Flugzeugberechnung. Schraubenstrahl-Berichtigung von Flugzeugmodell-Messungen (Correction due au souffle de l'hélice des résultats des essais d'un modèle d'avion). — W. Margoulis, Verhandlungen des Technischen Ausschusses des Ersten Internationalen Luftfahrt-Kongresses in Paris am 15.—25. Nov. 1921, Bd. 1, S. 18/23 (5½ S., 1 ergänzte logarithm. Polare).

Unter Verwendung einer ergänzten logarithmischen Flugzeug-Polare nach Eiffel, die die Kennlinien des Motors und der Luftschraube enthält und die auch die Höhe (Luftdichte) berücksichtigt, ergeben sich bei der Schraubenstrahl-Berichtigung, die mit Hilfe von englischen und Göttinger Meßergebnissen durchgeführt wird, getrennte Polaren für Gleitflug, Wagerechtflug und Steigflug. Gleitzahl des Gleitfluges für alle Anstellwinkel günstiger als die des Wagerechtfluges (Unterschied rd. 10 vH). Jeder Höhe entspricht eine bestimmte Steigflug-Polare. Leider fehlen Meßnabenversuche, um die Übertragung der unter den gemachten Annahmen

I. Englischer Militär-Wettbewerb 1912 (zu 22/15. 21).

Bewertungsfolge	Flugzeug	Motor Bauart	Motor PS	Geschwindigkeit in Bodennähe Höchst- km/h	Geschwindigkeit in Bodennähe Kleinst- km/h	Steigzeit auf 0,30 km Höhe min	Fluggewicht kg	Nutzlast kg	Flächenbelastung kg/m²	Leistungsbelastung kg/PS
—	Ausschreibungsforderung	—	—	89 (mindestens)	—	5 (höchstens)	—	—	—	—
1	Cody-Zweidecker	Austro-Daimler	120	117	78	3,5	1210	322	27,4	10,8
2	Deperdussin-Eindecker	Gnôme	100	111	95	3,0	840	305	30,0	10,6
3 {	Hanriot-Eindecker	Gnôme	100	121	96	2,7	850	318	31,6	10,9
3 {	M. Farman-Zweidecker	Renault	70	89	60	4,0	870	272	14,3	12,2
außer Wettbewerb	B. E. 2-Doppeldecker	Renault	70	113	64	2,76	720	282	22,5	10,7

II. Englische Militärflugzeuge bei Kriegsende (zu 22/15. 21).

Flugzeug	Motor Bauart	Motor PS	Höchstgeschwindigkeit in 3,0 km Höhe km/h	Höchstgeschwindigkeit in 4,6 km Höhe km/h	Steigzeit auf 3,0 km Höhe min	Steigzeit auf 4,6 km Höhe min	Fluggewicht kg	Nutzlast kg	Flächenbelastung kg/m²	Leistungsbelastung kg/PS	Vgl.
Schulflugzeug:											
Avro 504 K	Le Rhône	110	129	—	23,6	—	840	254	27,9	6,6	—
Jagdeinsitzer:											—
Martinsyde F. 4	Hisp.-Suiza	300	230	220	6,7	11,8	1040	263	34,3	3,4	
S. E. 5	„Viper" (Hisp.-Suiza)	200	—	193	10,6	20,8	905	236	39,4	4,45	—
Sopwith-„Snipe"	B. R. 2.	200	190	182	8,8	17,8	885	322	35,5	3,89	—
Jagdzweisitzer:											
Bristol-„Fighter"	Rolls-Royce	275	182	170	11,8	23,8	1290	384	34,5	4,42	—
Arbeitsflugzeuge:											
D. H. 4	Rolls-Royce	360	210	200	11,3	20,9	1620	485	40,5	4,5	—
D. H. 9	Siddeley-„Puma"	240	177	163	18,9	38,8	1510	505	37,5	6,28	—
D. H. 9a	Liberty	400	194	184	11,8	22,8	1920	660	42,2	4,85	—
Nachtbombenflugzeuge:			in 2,0 km Höhe		auf 2,0 km Höhe						
Handley Page 0/400	zwei Rolls-Royce	2 × 360	136		27,2		6050	2200	40,0	8,46	Luru der ZFM 1919, 0207
Vickers-„Vimy"	zwei Rolls-Royce	2 × 360	153		33		5680	2450	46,4	7,8	
Handley Page 0/1500	vier Rolls-Royce	4 × 360	156		18,5		11 200	3850	42,2	7,7	Luru der ZFM 1919, 0207
Bordflugzeuge:											
Sopwith-„Camel"	B. R. 1	150	192	182	11,5	25	695	225	33,0	4,64	—
Parnall-„Panther"	B. R. 2	230	166	—	17,1	—	1175	576	39,4	5,1	—
Torpedoflugzeuge:			in 2,0 km Höhe		auf 2,0 km Höhe						
Sopwith-„Torpedo"	Sunbeam-„Arab"	200	165		15,7		1760	764	33,8	8,5	—
Blackburn-„Blackbird"	Rolls-Royce	360	146		16,2		2590	1125	41,1	7,5	—
Seeflugzeuge:											
Hamble-„Baby"	Clerget	110	144		25		883	254	37,5	7,75	—
Short 184	Sunbeam	260	135		33,8		2440	753	39,0	9,5	—
Fairey 3 C	Rolls-Royce	360	178		9,5		2180	638	50,0	6,15	—
Flugboote:											
F. 2 A	zwei Rolls-Royce	2 × 360	148		16,5		5040	1530	48,0	7,3	} Luru der ZFM 1919, 0208
F. 5	zwei Rolls-Royce	2 × 360	159		16,1		5580	1920	42,8	8,1	}

III. Einige englische Verkehrsflugzeuge (zu 22/15. 21).

Flugzeug	Motor Bauart	Motor PS	Geschwindigkeit in Bodennähe Höchst- km/h	Geschwindigkeit in Bodennähe Kleinst- km/h	Geschwindigkeit in 0,91 km Höhe km/h	Geschwindigkeit in 1,83 km Höhe km/h	Steigzeit Höhe über Grund 250 m hinter Abflugstelle m	Steigzeit auf 0,91 km Höhe min	Steigzeit auf 1,83 km Höhe min	Fluggewicht kg	Nutzlast kg	Flächenbelastung kg/m²	Leistungsbelastung kg/PS
Avro (1912)	Green	60	100	79	—	—	—	0,3 km in 9,5 min		800	260	26,0	12,3
Handley Page W. 8	zwei Napier-„Lion"	2 × 450	192	88	—	—	22,5	—	—	5200	1630	28,8	5,22
Vickers- „Vimy Commercial"	zwei Rolls-Royce	2 × 360	166	80	—	140	8	—	39,5	5020	1480	41,0	7,11
De H. 18	Napier-„Lion"[1])	450	—	—	194	188	—	5,0	12,3	3180	1220	55,5	7,28

[1]) Verdichtungsverhältnis 5 : 1.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Berlin W 35, Blumeshof 17 pt. Telephon: Lützow 6508.
Postscheckkonto: Berlin 228 44.

1. Programm der X. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung der WGL in Bremen vom 17. bis 21. Juni:

17. Juni: Vorm. 10 Uhr. Vorstandsratsitzung in dem Verwaltungsgebäude des Norddeutschen Lloyd mit anschließendem Mittagessen des Vorstandsrates im »Essighaus«.

Nachm. 8 Uhr. Begrüßungsabend mit Damen im Ratskeller.

18. Juni: Vorm. 9 Uhr. Begrüßung in der »Union«.

Vorträge:

1. Dr.-Ing. Rohrbach: »Die Vergrößerung der Flugzeuge«. Mit Lichtbildern.
2. Dr. Everling: Geschwindigkeitsgrenzen der Flugzeuge.« Mit Lichtbildern.

Anschließend gemeinsames Frühstück.

3. Kapt. a. D. Boykow: »Mittel für die Navigierung von Luftfahrzeugen im Nebel.« Mit Lichtbildern.

Nachm. 3[30] Uhr. Einweihung des Flugplatzes Bremen.

Nachm. 8 Uhr. Festessen mit Damen im »Parkhaus«.

19. Juni: Vorm. 9 Uhr. Geschäftliche Sitzung in der »Union«.

Vorträge:

1. Dr. Wagner: »Die Dampfturbine im Luftfahrzeug.« Mit Lichtbildern.
2. Prof. von Kármàn: »Über das Schraubenflugzeug.« Mit Lichtbildern.

Nachm. 3[30] Uhr. Besichtigung Bremer Museen und industrieller Werke.

Abends. Zwanglose Zusammenkünfte. Näheres wird bei der Tagung bekanntgegeben.

20. Juni: Veranstaltung des Norddeutschen Lloyd. Dampferfahrt von Bremerhaven über Helgoland nach Norderney. Besichtigungen von Helgoland und Flughafen Norderney. Die Teilnehmer bleiben über Nacht in Norderney und fahren am 21. Juni vorm. mit dem Dampfer zurück bis Bremerhaven.

Die Teilnahme ist wieder, wie im vorigen Jahre, gegen Lösung von Gutscheinen gestattet. Die Veranstaltungen in Bremen kosten einschließlich Frühstück in der »Union« und Festessen ohne Getränke im »Parkhaus« M. 200.—. Die Teilnehmerkarten für Norderney kosten einschließlich Hotelzimmer und Abendessen in Norderney M. 160.—. Während der Seefahrt sind die Teilnehmer Gäste des Norddeutschen Lloyd. Die Anmeldung der Teilnehmer hat bis spätestens 2. Juni 1922 unter Einzahlung der Beträge bei der Geschäftsstelle der WGL zu erfolgen. Die genauen Einladungen und Programme sind Mitte Mai versandt worden.

2. Da trotz der vielen Aufforderungen von einigen Mitgliedern der **Beitrag für 1922** noch nicht eingegangen ist, haben wir uns veranlaßt gesehen, wie bereits mitgeteilt, die Lieferung der »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt« so lange einzustellen, bis der Beitrag eingegangen ist.

Beitrag für ordentliche Mitglieder M. 80.—,
Beitrag für außerordentliche Mitglieder M. 240.—.

3. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Hermann Alberti, Kartograph beim Reichsamt für Landesaufnahme, Berlin NW 40, Moltkestr. 4.
Gen. d. Inf. a. D. Dr. von Bertrab, Exzellenz, Berlin-Halensee, Kurfürstendamm 136.
Jakob Wolff, Hamburg, Gr. Bleichen 23 IV.
Kfm. Walter Edelbüttel, Hamburg 13, Mittelweg 121.
Helmuth Wendel, Gerichtsreferendar, Erfurt, Fischmarkt 2.
Herwarth Wendel, Erfurt, Fischmarkt 2.
Dipl.-Ing. Carl Delliehausen, Berlin-Schöneberg, Innsbruckerstr. 54.
Fritz Albrecht, Direktor der Fritz Albrecht Komm.-Ges., Berlin W 15, Duisburgerstr. 8.
Dipl.-Ing. Paul Reiniger, Oberreg.-Rat und Mitglied des Reichspatentamtes, Berlin-Friedrichshagen, Steinplatz.
Geh. Reg.-Rat Paul Denninghoff, Oberreg.-Rat und Mitglied des Reichspatentamtes, Berlin-Dahlem, Parkstraße 76.
Alex Thomas, Breslau, Kleinburgstr. 28.
Dipl.-Ing. Max Ramatschi, Breslau X., Paulstr. 16/18.
cand. mach. F. H. Hentzen, Hannover, Öltzenstr. 14.
Dipl.-Ing. Clemens Endras, Augsburg, Steingasse 264 III.
cand. mach. Hermann Lerbs, Hannover, Vahrenwalderstr. 10 II.
Kfm. Alfred Weiß, Breslau, Truststr. 9.
Hermann Förster, Breslau, Farnkfurterstr. 91.
Alfred Koch, Breslau, Lehmdamm 7a.

4. Adressenänderungen:

Kaptlt. a. D. von Prondzynski, Frankenhausen a. Kyffh., Bahnhofstr. 3/5 b. Hilbert.
Walter Blume, Rumplerwerke Johannisthal.
Fred Keitel, Zürich, Schaffhauserstr. 24.
Prof. Pohlhausen, Rostock i. M., Augustenstr. 25.

Der Geschäftsführer:
Krupp.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt



Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G. m. b. H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

10. Heft | **31. Mai 1922** | **13. Jahrgang**

INHALT:

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zum Preise von M. 16.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien Fr. 25.—), England sh. 12.—), Dänemark (Kr. 10.–), Frankreich (Fr. 25.–), Japan (Yen 3.–), Italien (Lire 35.–), Luxemburg (Fr. 25.–), Niederlande (fl. 7.—), Norwegen (Kr. 11.—), Schweden (Kr. 10.—), Spanien (Pes. 15.—), Schweiz (Fr. 14.—), V. St. A. (Doll. 3.—).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 1.20 für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf 90 Pf. für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand,** die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

10. Heft 31. Mai 1922 13. Jahrgang

Über Flugleistungsbestimmung.

Von Kurt Wegener.

Die Flugleistung des Flugzeuges ist im wesentlichen bestimmt durch die Gipfelhöhe, die Steiggeschwindigkeit des Flugzeuges in verschiedenen Höhen und durch seine Geschwindigkeit.

1. Gipfelhöhe und Steiggeschwindigkeit. Die Gipfelhöhe kann nicht in Metern oder Kilometern angegeben werden, sondern ist definiert durch die Luftdichte, bei der das Flugzeug sich noch trägt, aber nicht mehr weiter zu steigen vermag, und die, je nach dem augenblicklichen Zustande der Atmosphäre, recht verschiedenen Kilometerhöhen entspricht. Die Luftdichte wird gewöhnlich definiert durch Beziehung auf eine Normaldichte. Diese Normaldichte wieder beruht auf Temperatur und Luftdruck, ist also meteorologischer Natur. Die Normaldichte setzt also voraus: Willkürliche Annahmen über eine Normal- oder Ausgangstemperatur (0°C = gewöhnliche physikalische Ausgangstemperatur oder 15°C = Mitteltemperatur der Erde oder 10°C = Mitteltemperatur von Europa oder 18°C = Normalzimmertemperatur) und einen Normal- oder Ausgangsdruck (760 oder 762 mm Quecksilber). Da keine allgemeinen Vereinbarungen über anzunehmende Normalwerte von Druck und Temperatur existieren oder Aussicht auf Erfolg haben, sind also die Gipfelleistungsangaben unter Zugrundelegen der Luftdichte nur mit Schwierigkeiten vergleichbar. Auch muß bei jeder Gipfelleistungsangabe hinzugefügt werden, auf welche Normalwerte von Druck und Temperatur sie sich bezieht, was umständlich ist. Alle diese Schwierigkeiten entfallen, sobald man statt der Luftdichte das spezifische Volumen der Luft zur Beurteilung der Gipfelhöhe nimmt. Das spezifische Volumen ist das Volumen oder der Raum, den eine Gewichtseinheit Luft einnimmt, wenn man sie auf den Druck und die Temperatur der Gipfelhöhe bringt. Da als Gewichtseinheit überall das Gramm oder Kilogramm bezogen auf die Schwere in 45° Breite verwendet wird, Gramm und Kilogramm aber an ihren Dezimalen sofort zu unterscheiden sind und identische Zahlen enthalten, ist also die Gipfelhöhe des Flugzeuges definiert, wenn man aus der Messung von Temperatur und Luftdruck in Gipfelhöhe das spezifische Volumen bestimmt.

Herr Schneider wird an anderer Stelle in dieser Zeitschrift eingehender über die Frage berichten und eine Rechentafel bringen, die es gestattet, aus der Messung von Temperatur und Luftdruck in der Gipfelhöhe unmittelbar das spezifische Volumen zu entnehmen.

Die Aufgabe der Bestimmung der Gipfelhöhe ist damit auf eine einfache meteorologische Messung zurückgeführt, für die wir seit Jahrzehnten geeignete Instrumente und die reichen Erfahrungen der Aerologie besitzen.

Der Versuch, ein Meßgerät zu bauen, das unmittelbar die Luftdichte angibt (Rumpler-Preis), hat zu keinem einwandfreien Ergebnis geführt. Da der Luftzustand in der Gipfelhöhe praktisch nur durch Temperatur und Luftdruck bestimmt wird (die Dampfspannung spielt in geringeren Höhen eine freilich nur unbedeutende Rolle) und eine getrennte Diskussion der Fehler von Temperatur und Luftdruck erwünscht ist, wird es stets erstrebenswert bleiben, auf diese Originalmessungen von Temperatur und Luftdruck zurückzugehen, die auch der direkten Messung von Luftdichte und spezifischem Volumen durch besondere Instrumente doch schließlich verkappt zugrunde liegen würden.

Für die Gipfelhöhenbestimmung des Flugzeuges ist es also nur erforderlich, einen der gewöhnlichen Drachenmeteorographen im Flugzeug mitzunehmen. Freilich muß dieser so angebracht sein, daß er die Leistungen des Flugzeuges nicht beeinträchtigt. Die von Herrn Wigand vorgeschlagene Aufhängung zwischen den Flügeln eines Doppeldeckers, die auch von mir 1912 in Mülhausen verwendet wurde, hat zwar den Vorteil, störungsfreie Luftdruckwerte zu geben, aber sie ruft beträchtlichen Luftwiderstand hervor, auch ist sie bei modernen verspannungslosen Maschinen nicht verwendbar.

Versuche, die ich bei der Flugstelle des Aeronautischen Observatoriums Lindenberg angestellt habe, gehen einen anderen Weg. Unter Verzicht auf störungsfreie Aufhängung, nur unter dem Gesichtspunkt, die Temperaturaufzeichnung und die Leistung des Flugzeuges nicht zu beeinträchtigen, wurde der Meteorograph unter dem Rumpf oder auf den Flügeln angebracht.

Bei einer Flächenbelastung von 50 kg/m² = d und einem Atmosphärendruck von rd. 10 000 kg/m² = d' ergibt sich die Druckfälschung am Flügel in Millimeter Quecksilber.

$\Delta = \frac{d}{d'} \cdot 760 = 3{,}8$ mm Quecksilber, wovon rd. 2,0 mm als Unterdruck auf die Oberseite, 1,8 mm als Überdruck auf die Unterseite des Flügels kommen.

Die Verteilung des Druckes längs des Profils des Flügels ist aus aerodynamischen Versuchen bekannt. Zudem ist die Druckverfälschung des Luftdruckes, die an der Oberseite und Unterseite des Tragflügels auftritt, vom Start bis zur Landung konstant, wenn man die Stellen meidet, an denen durch Änderung des Anstellwinkels in der Höhe eine geringe Veränderung der Druckverteilung längs des Profils eintritt. Endlich ist die Luftdruckmessung allgemein mit einem wahrscheinlichen Fehler von rd. ± 2 mm in großen Höhen behaftet, auch wenn elastische Nachwirkung und Temperaturkoeffizient der Dosen sorgfältig bestimmt und berücksichtigt sind.

Die Erfahrungen an der Flugstelle Adlershof des Observatoriums Lindenberg haben bei wiederholten Versuchen keinen meßbaren Unterschied zwischen den Meßgeräten, die unter dem Rumpf und auf dem Flügel angebracht waren und den außen an störungsfreier Stelle angebrachten gezeigt. Offenbar ist die Differenz konstant, und fällt durch Reduktion auf die Ablesung am Boden bei Start und Landung heraus.

Die Aufhängung des Apparates braucht also nur darauf Rücksicht nehmen, daß man unverfälschte Temperaturangaben erhält, d. h. daß die frische Außenluft, ohne durch Motor oder große Flügelstücke verändert zu sein, das Gerät durchstreicht. Es genügt meist, den Apparat durch Filzunterlage von seiner Auflagefläche zu trennen, um sein Mitschwingen mit dem Tragwerk zu hindern und brauchbare Aufzeichnungen zu erhalten.

Die Gipfelhöhe des Flugzeuges erhält man also unmittelbar durch eine aerologische Registrierung, deren Apparat die Leistung des Flugzeuges nicht merklich vermindert.

Das gewöhnliche Drachenmeßgerät, der im Drachen ja auch gelegentlich bei 35 m/s Wind aufzeichnen muß, ist ohne weiteres verwendbar. Man wird ihn selbstverständlich mit einem windschnittigen Gehäuse umgeben, um seine Wirkung auf das Flugzeug auf ein Minimum zu beschränken. Die Luftdurchspülung des Gehäuses muß ungehindert vor sich gehen, wenn man genaue Werte anstrebt.

Die gleiche Aufzeichnung, die die Gipfelhöhe des Flugzeuges angibt, ergibt auch die Steiggeschwindigkeit bei verschiedenem spezifischem Volumen oder in verschiedenen Höhen, indem man das spezifische Volumen und die Zeit als Koordinaten aufeinander bezieht.

Im Interesse größerer Anschaulichkeit hat Herr Everling vorgeschlagen, eine normale Zustandskurve zugrunde zu legen; so daß man statt der Dichtewerte bzw. spezifischer Volumina Höhenangaben mitteilt. Der Vorschlag ist erst ausführbar, wenn durch internationale meteorologische Verständigung eine wirklich einheitliche Normalkurve vorgeschlagen werden kann.

2. Die Geschwindigkeit des Flugzeuges. Von den gleichen Grundsätzen wie bei der Messung der Gipfelhöhe, gehen wir auch bei der Messung der Geschwindigkeit des Flugzeuges aus. Es sollen also alle willkürlichen »Normal«-Festsetzungen und ebenso die Anbringung von Meßgeräten vermieden werden, die die Flugleistung selbst beeinträchtigen.

Zusammenstellung der benutzten Formelzeichen.

$W = \Phi + i\Psi$ die Strömungsfunktion,
V Geschwindigkeit der ungestörten Strömung (im unendlichen),
v Geschwindigkeit an einer bestimmten Stelle,
$\varrho = \frac{\gamma}{g}$ Dichte der Luft $\left(\text{rund } \frac{1}{8}\,\frac{\text{kgs}^2}{\text{m}^4} \text{ in Meereshöhe}\right)$,
$q = \frac{1}{2}\varrho v^2$ Staudruck,
F Fläche des Tragflügels,
A Gesamtauftrieb für die Einheit der Spannweite,
C Auftriebszahl (dimensionslos), definiert durch $A = \frac{q \cdot F}{100} \cdot C$ } (5)
ζ Auftriebszahl (dimensionslos), definiert durch $A = 2\, q \cdot F \cdot \zeta$ }
t Tiefe des Tragflügel, Länge des Profils; soweit notwendig, ist mit
t^* die wahre Länge des Profils bezeichnet, die um einige Tausendstel größer sein kann als t,
b Spannweite,
f Wölbungspfeil,
$\sigma = \frac{f}{t}$ Wölbung,
δ Spitzenwinkel eines sichelförmigen Profils,
d Dicke des Profils,
ε Dickenparameter von Joukowskyschen Profilen,
r Radius des Kreises, auf den das Profil abgebildet werden kann,
β Anstellwinkel (siehe unten),
α Winkel der 1. Achse gegen die Profilsehne,
$\alpha + \beta$ wirksamer Anstellwinkel,
γ Winkel der 2. Achse gegen die Profilsehne,
h Hebelarm des Auftriebes, bezogen auf den Profilmittelpunkt,
s Entfernung des Angriffspunktes von der Vorderkante,
a, b Halbachsen einer Ellipse,
Z kompl. Variable der Profilebene.

Einige Worte noch über den Begriff »Anstellwinkel«. In der Flugtechnik wird der Anstellwinkel gewöhnlich von jener Lage aus gemessen, welche der Tragflügel hat, wenn sie auf eine in die Bewegungsrichtung fallende Ebene aufgelegt ist. Der so gemessene Anstellwinkel soll mit β^* bezeichnet werden. Die theoretische Behandlung drängt eine etwas andere Zählung auf: Ein Tragflügel hat den Anstellwinkel 0, wenn die Verbindungslinie des vordersten und hintersten Profilpunktes (genauer die Verbindungslinie der Krümmungsmittelpunkte von Kopf und Spitze) in die Bewegungsrichtung fällt. Zwar ist diese Festsetzung nicht absolut streng, die genaue Nulllage ergibt sich vielmehr jeweils erst im Laufe der Untersuchung des betreffenden Profils. Die Abweichungen von der letztgenannten Lage sind aber hierbei sehr gering, wohl nie über $\frac{1}{4}^0$.

Im folgenden soll an dieser Art der Messung im allgemeinen festgehalten werden. Der auf diese Weise erhaltene Anstellwinkel ist mit β bezeichnet. Der Unterschied $\beta^* - \beta$ ist für dünne, im ganzen Verlauf gleichsinnig gewölbte Profile gering. Beträchtlicher wird er einerseits für dicke und anderseits für S-förmige Profile[1]).

I. Abschnitt.

Ebene und kreisbogenförmig gewölbte, dickelose Profile, Joukowskyprofile und Kreisbogensicheln.

1. Der Auftrieb.

Ebene Platte:

$$C = 200\,\pi \sin\beta$$

Kreisbogenprofil:

$$C = 200\,\pi \frac{\sin(\alpha + \beta)}{\cos\alpha} = 200\,\pi \sin\beta\,(1 + 2\,\sigma \operatorname{ctg}\beta) \qquad (6)$$

[1]) Die nachträgliche Einführung der in der Flugtechnik gebräuchlicheren Bezeichnung α anstelle von β war der Abbildungen wegen nicht mehr ausführbar!

Als Joukowskyprofile werden jene bezeichnet, die durch Umbildung vermittelst der Funktion $Z = z + \frac{\left(\frac{t}{4}\right)^2}{z}$ aus Kreisen der z-Ebene hervorgehen, welche einen Pol dieser

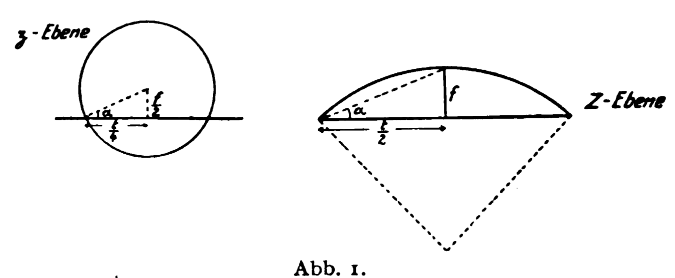


Abb. 1.

Ebene $\left(\pm \frac{t}{4}\right)$ auf ihrem Umfang, den anderen in ihrem Innern enthalten. (Nebenbei sei erwähnt, daß die Joukowskyprofile auch durch Transformation mittels reziproker Radien aus Parabeln entstehen.)

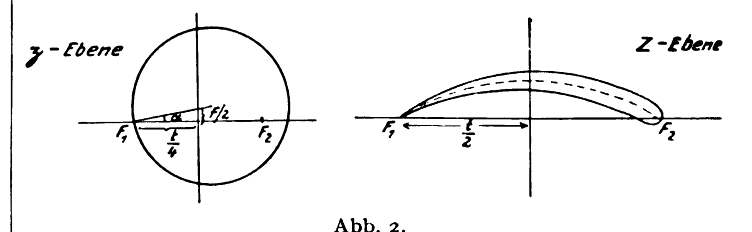


Abb. 2.

Ein Maß für die Dicke eines solchen Profiles gibt der Parameter ε, welcher dadurch bestimmt ist, daß der Radius des Bildkreises in der z-Ebene $r = \frac{\frac{t}{4}}{\cos\alpha} \cdot \varepsilon$ ist.

Da das Profil den Punkt $Z = \frac{t}{2}$ noch umschlingt, ist seine wahre Länge t^* etwas größer als t. t^* wird genau genug erhalten, wenn es von $x = -\frac{t}{2}$ bis zum anderen Schnitt mit der X-Achse gerechnet wird. Diesem entspricht in der z-Ebene der Punkt $z = \frac{t}{4}(1 + 2\varepsilon)$. Dann ist

$$Z = \frac{t}{4}(1 + 2\varepsilon) + \frac{\frac{t}{4}}{1 + 2\varepsilon} = \frac{t}{4} \cdot \frac{2 + 4\varepsilon + 4\varepsilon^2}{1 + 2\varepsilon} = \frac{t}{2}\left(1 + \frac{2\varepsilon^2}{1 + 2\varepsilon}\right)$$

Also wird

$$t^* = t \cdot \frac{(1 + \varepsilon)^2}{1 + 2\varepsilon} \quad \ldots\ldots \quad (7)$$

Der Auftriebsbeiwert ergibt sich zu

$$C = 200\,\pi \frac{\sin(\alpha + \beta)}{\cos\alpha} \cdot \frac{1 + 2\varepsilon}{1 + \varepsilon} \quad \ldots \quad (8)$$

Kreisbogensichel[1]):

$$C = 800\,\pi \cdot \underbrace{\frac{1}{\cos\left(\frac{\alpha_1 + \alpha_2}{2} \cdot \frac{2\pi}{2\pi - \delta}\right)} \cdot \frac{2\pi}{2\pi - \delta}}_{\frac{r}{t}} \cdot \sin\Big(\underbrace{\frac{\alpha_1 + \alpha_2}{2} \cdot \frac{2\pi}{2\pi - \delta}}_{\alpha} + \beta\Big) \quad (9)$$

Geht man von einem dickelosen Kreisbogenprofil aus und verdickt es gleichmäßig nach oben und unten, so wächst der Auftrieb, und zwar um so mehr: 1. je stärker die Verdickung, 2. je stärker die Wölbung, 3. je geringer der Anstellwinkel ist.

[1]) Sitzungsber. der math. phys. Kl. der k. b. Akad. d. W. zu München 1911 (S. 76).



2. Druckdiagramme. Diese können für Kreisbogen- und Joukowskyprofile einfach und bequem nach dem Verfahren von Trefftz[1]) gefunden werden, ein Verfahren, welches die punktweise Konstruktion des Profils aus Pfeilhöhe und

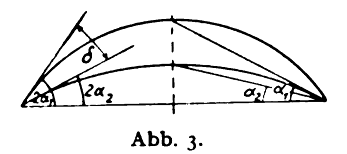


Abb. 3.

Dickenparameter gestattet und dann durch einfaches Abmessen von Strecken mit darauf folgender Multiplikation und Division ihrer Maßzahlen in jedem Punkt den Druck liefert.

Als Ordinate ist $\frac{1}{p} = \left(\frac{v}{V}\right)^2$ aufgetragen. Der punktierten Linie entspricht $v = V$; $p = 1$; also weder Druck- noch Saugwirkung.

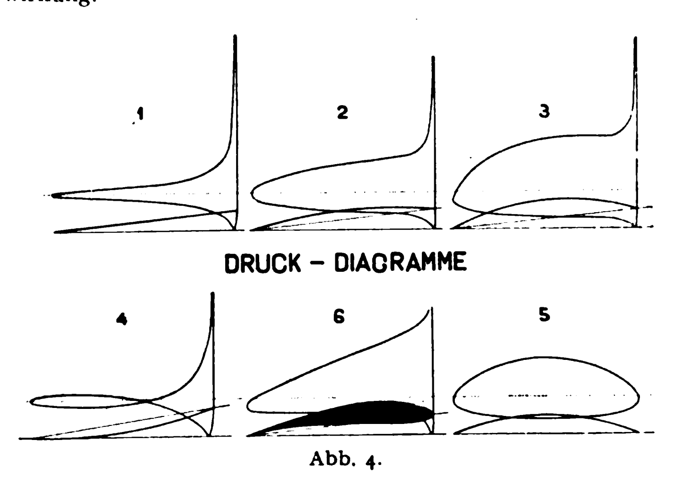


Abb. 4.

3. Die Angriffslinie. Die resultierende Auftriebskraft steht senkrecht auf der Richtung der ungestörten Strömung bzw. der Bewegungsrichtung des Tragflügels. Ihre Angriffslinie ist durch die Formel (4) bestimmt. Man denke sich die

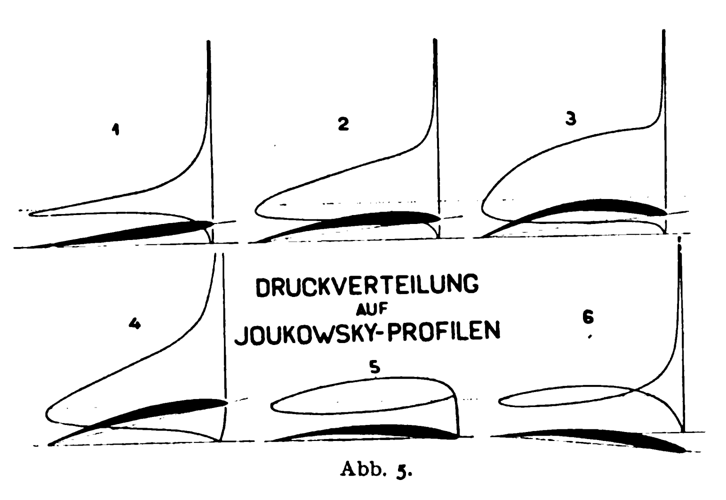


Abb. 5.

z-Ebene achsendeckend auf die Z-Ebene aufgelegt, so ist der Hebelarm des Auftriebs bezogen auf den Mittelpunkt des Bildkreises

$$h = \frac{c^2}{2r} \cdot \frac{\sin 2(\beta + \gamma)}{\sin(\alpha + \beta)}$$

Dabei ist $c^2 \cdot e^{2\gamma i} = -a_1$, also gleich dem negativen Koeffizienten des Gliedes mit $\frac{1}{Z}$ der abbildenden Reihe (1)

$$z = Z + \frac{a_1}{Z} + \frac{a_2}{Z^2} + \frac{a^3}{Z^3} + \ldots\ldots;$$

wenn nun, wie bei den Kreisbogen- und Joukowskyprofilen

$$Z = z + \frac{\left(\frac{t}{4}\right)^2}{z},$$

so ist umgekehrt

$$z = Z - \frac{\left(\frac{t}{4}\right)^2}{Z} - \frac{\left(\frac{t}{4}\right)^4}{Z^3} - \ldots\ldots,$$

also

$$c^2 \cdot e^{2\gamma i} = \left(\frac{t}{4}\right)^2$$

und

$$c^2 = \left(\frac{t}{4}\right)^2; \qquad \gamma = 0.$$

Da außerdem noch $r = \frac{\frac{t}{4}}{\cos\alpha}$, so vereinfacht sich die Formel für den Hebelarm

für Kreisbogenprofile zu

$$h = \frac{t}{8} \frac{\sin 2\beta}{\sin(\alpha + \beta)} \cdot \cos\alpha \quad . \quad . \quad . \quad (10\,a)$$

oder auch

$$h = \frac{t}{4} \cdot \frac{\cos\beta}{1 + 2\,\sigma\,\mathrm{ctg}\,\beta}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (10\,b)$$

für Joukowskyprofile zu

$$h = \frac{t}{8} \cdot \frac{\sin 2\beta}{\sin(\alpha + \beta)} \cdot \frac{\cos\alpha}{(1 + \varepsilon)}. \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

Will man die Lage der Resultierenden der Auftriebskräfte nicht durch den Hebelarm h festlegen, sondern durch den Abstand s des Punktes, in dem sie die Sehne, od. (bequemer und als ausreichende Näherung) die Parallele zur Sehne durch den Bezugspunkt trifft, gerechnet von der Vorderkante ab, so ist

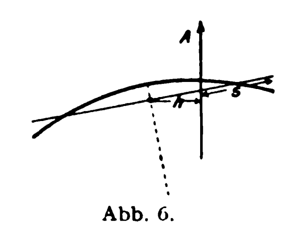


Abb. 6.

$$\frac{s}{t} = \frac{1}{2} - \frac{1}{4} \cdot \frac{\sin\beta\cos\alpha}{\sin(\alpha + \beta)}. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

Diskutiert man an Hand dieser Formel die Druckpunktwanderung, so kommt man zu folgenden Ergebnissen:

Bei dem ebenen Tragflügel liegt der Angriffspunkt unabhängig vom Anstellwinkel dauernd im vorderen Viertelteilpunkt. Ist das Profil ein nach oben konvexer Kreisbogen, so wandert der Angriffspunkt bei Vergrößerung des Anstellwinkels dauernd nach vorne. Von $\beta = -\alpha$ bis $\beta = 0$ rückt er rasch vom unendlichen bis zur Mitte des Tragflügels vor, um sich dann darüber hinaus allmählich einer Grenzlage zu nähern. Dieses Vorrücken geschieht um so langsamer und gleichmäßiger, je stärker die Wölbung ist. Je geringer die letztere ist, um so sprunghafter rückt der Angriffspunkt vom unendlichen über die Mitte hinaus nach vorne, dafür wird aber auch um so früher, d. h. schon bei kleinem Anstellwinkel eine gewisse Unempfindlichkeit des Druckpunktes gegen Änderungen des Anstellwinkels erreicht. Die Grenzlage, der sich der Angriffspunkt immer mehr nähert, ist $s = \frac{t}{4}$ bis $\frac{t}{3}$, ersterer Wert gilt für gering gewölbte Flächen, letzterer für solche mit stärkerer Wölbung. Genau entgegengesetzt verläuft die Bewegung bei nach oben hohlen Tragflügeln, die ja auch positiven Auftrieb geben, wenn nur $\beta > (-\alpha)$. Hier bewegt sich der Angriffspunkt dauernd nach rückwärts, wobei über die Geschwindigkeit dieser Bewegung und die Grenzlage dasselbe gilt wie für den anderen Typ. — Obwohl ja solche Tragflügel praktisch nicht benutzt werden, ist diese Überlegung nicht überflüssig, weil später auch praktisch brauchbare Profile dieser Eigenschaft zu behandeln sein werden. Überhaupt gilt das Vorausgehende nicht nur für diese idealisierten Tragflügel.

[1]) E. Trefftz, Graph. Konstrukt. Jouk. Tragflächen, ZFM Jahrg. IV (1913), S. 130.

fall beschränken, das ist nämlich der, daß die Vermittlungskurve eine Ellipse ist oder innerhalb der zulässigen Abweichungen durch eine solche ersetzt werden kann. Dieser Fall tritt praktisch sehr viel häufiger auf, als man zunächst an-

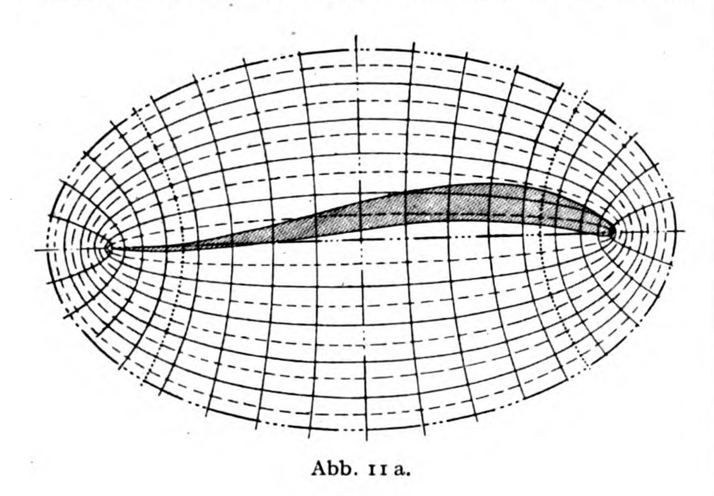


Abb. 11 a.

nehmen möchte. (Siehe z. B. die Profile 1 mit 7 auf Abb. 20, ferner die Profile der Abb. 25, 26, 27.) Auf solche Weise erhält man ∞^4 bzw. ∞^5 Profile. — Bevor jedoch die Eigenschaften solcher bestimmter Profile im einzelnen untersucht

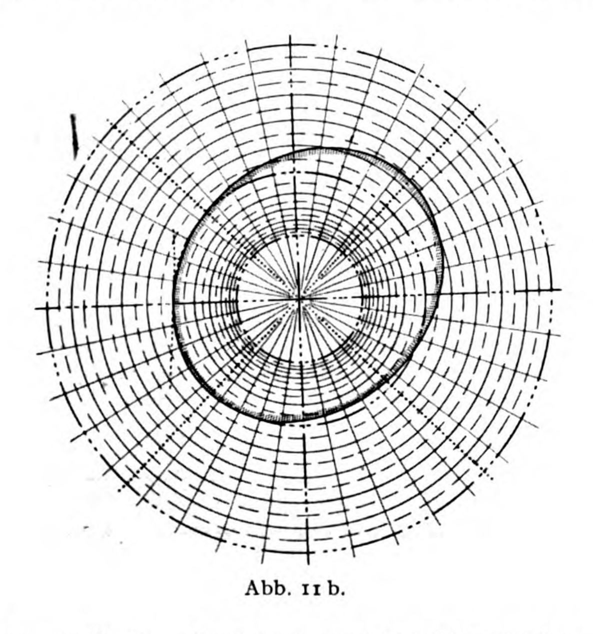


Abb. 11 b.

werden, muß im allgemeinen zurechtgelegt werden, wie Druckverteilung, Gesamtauftrieb, Angriffslinie und Strombild zu finden sind.

A. Allgemeines.

1. Druckverteilungsdiagramm.

Um die Umströmung einer Ellipse mit den Halbachsen a und b kennen zu lernen, braucht man diese bloß als Abbildung eines Kreises um den Ursprung einer ζ-Ebene in die z-Ebene zu betrachten, wie sie von der Funktion $z = \zeta + \frac{1}{\zeta}$ geleistet wird. Als Einheit hat man die halbe lineare Exzentrizität $(e = \sqrt{a^2 - b^2})$ zu wählen:

$$z = \zeta + \frac{\frac{e^2}{4}}{\zeta}$$

Dem Punkt $\zeta = r$ entspricht

$$z = r + \frac{\frac{e^2}{4}}{r} = a;$$

dem Punkt $\zeta = ir$ ist zugeordnet

$$z = ir + \frac{\frac{e^2}{4}}{ir} = i\left(r - \frac{\frac{e^2}{4}}{r}\right) = ib$$

$$r = \frac{a+b}{2} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (15)$$

Der Radius des der Ellipse mit den Halbachsen a und b entsprechenden Kreises ist also das arithmetische Mittel ihrer Halbachsen.

Das Folgende ist nur eine Erweiterung der Trefftzschen Diagrammkonstruktion für Joukowskyprofile. Die notwendigen, von Prof. Blumenthal und Trefftz angegebenen und angewandten Formeln seien vorausgestellt[1]): Absolutgeschwindigkeit der Strömung um den Kreis an der Stelle A

$$\left.\begin{aligned} &= 2\,V \cdot \frac{h}{M_1 A_1} \\ \frac{dz}{d\zeta} &= \frac{A_1 A_2}{O A_1} \end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots \quad (16)$$

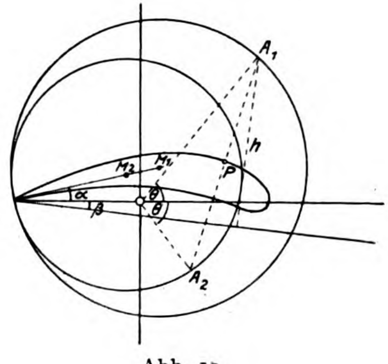


Abb. 12.

Zur Konstruktion einzelner Punkte der Ellipse verfährt man zweckmäßig ebenso wie bei der vorausgehend angedeuteten Konstruktion Joukowskyscher Profile: Um einen Punkt O werden zwei konzentrische Kreise geschlagen, nämlich K_1 mit dem Radius $a + b$ und K_2 mit dem Radius $a - b$ Verbindet man nun einen Punkt P_ζ' des Kreises K_1 mit dem zugeordneten Punkt P_ζ'', welcher sich als Schnittpunkt des zu OP_ζ' inbezug auf die ξ-Achse spiegelbildlichen Strahles mit dem Kreis K_2 ergibt, so ist:

1. der Mittelpunkt P_ζ von $P_\zeta' P_\zeta''$ ein Punkt der Ellipse,
2. $P_\zeta' P_\zeta''$ Normale in diesem Punkt,
3. $\frac{P_\zeta' P_\zeta''}{O P_\zeta'} = \left(\frac{dz}{\delta \zeta}\right)_P$, d. h. gleich der Verzerrung, welche bei Abbildung des Kreises auf die Ellipse im Punkte P auftritt.

Der Beweis ist sehr einfach und kann hier übergangen werden.

Die Geschwindigkeit an bestimmten Punkten des Kreises ist nach (16), wenn man berücksichtigt, daß hier $M_1 \equiv O$

$$2\,V \cdot \frac{h}{O P_\zeta'};$$

an den entsprechenden Ellipsenpunkten ist sie dann

$$2\,V \cdot \frac{h}{O P_\zeta'} \cdot \frac{O P_\zeta'}{P_\zeta' P_\zeta''} = 2\,V \cdot \frac{h}{P_\zeta' P_\zeta''}.$$

Nun ist die Ellipse in das Profil überzuführen: zu diesem Zweck sind folgende Konstruktionen auszuführen:

1. $z = 2z$, die Ellipse ist in doppelter Größe zu zeichnen, was man besser von vornherein tun kann. Punkte P_z'.
2. $z'' = \frac{\frac{e^2}{4}}{z'}$, Umbildung mittels reziproker Radien und nachfolgende Spiegelung an der x-Achse. Punkte P_z''.
3. $\frac{z' + z''}{2} = z + \frac{\frac{e^2}{4}}{z} = Z$, durch Halbieren der Strecken $P_z' P_z''$ erhält man Profilpunkte.

[1]) ZFM IV (1913), Heft 10.

Die bei dieser Abbildung auftretende Verzerrung ist $\frac{dZ}{dz} = \frac{P_z' P_z''}{O_z P_z'}$, sodaß schließlich die Strömungsgeschwindigkeit am Profil gegeben ist durch

$$v = 2\,V \cdot \frac{h}{P_\zeta' P_\zeta''} \cdot \frac{O_z P_z'}{P_z' P_z''} \quad \ldots \quad (17)$$

Der Ausdruck ist also nicht komplizierter, seine Auswertung nicht umständlicher als beim Joukowskyprofil.

Vielleicht dürfen die einzelnen Schritte, die zur Zeichnung des Druckdiagrammes notwendig sind, zusammenhängend wiederholt werden: Nachdem man durch Umzeichnung des Profils vom Z-Netz (konf. Ellipsen u. Hyp.) in das z-Netz Größe, Form und Lage der vermittelnden Ellipse gefunden hat, fährt man in folgender Weise weiter:

1. Um den Ursprung eines Koordinatensystems werden zwei Kreise mit den Radien $2(a+b)$ und $2(a-b)$ geschlagen. Beliebig gewählte Strahlen bestimmen auf dem ersten die Punkte P_ζ', ihre Spiegelbilder bezüglich der ξ-Achse auf letzterem, also dem kleineren Kreis die Punkte P_ζ''.
2. Die Abstände $P_\zeta' P_\zeta''$ werden gemessen, durch Halbieren Punkte der Ellipse gefunden.
3. Einzeichnen des Ursprunges O_z, der x-Achse, des Staupunktes T. Durch letzteren wird die Richtung der ungestörten Strömung gelegt.
4. Die Entfernungen $O_z P_z'$ werden gemessen. Um die inversen Punkte zeichnen zu können, wird jeweils $\frac{\left(\frac{t}{4}\right)^2}{O_z P_z'}$ gerechnet.
5. Die Abstände h der Punkte P_z' von der durch den Staupunkt gelegten Stromrichtung werden gemessen.

Alles Vorausgehende wird am besten auf durchscheinendes Papier gezeichnet.

6. Die Ellipsenpunkte werden auf ein Zeichenblatt durchgestochen, ebenso die Punkte der inversen Kurve, nachdem die Pause um die x-Achse gewendet wurde. (Durchstechen von der Rückseite her.)
7. Die Entfernungen solcher durchgestochener, zusammengehöriger Punkte P_z' und P_z'' werden gemessen, durch Halbieren erhält man auf der Verbindungslinie die Profilpunkte.
8. Über der Projektion jedes solchen Punktes P auf die Strömungsrichtung wird

$$\frac{1}{p} = \left[\frac{h}{\frac{P_\zeta' P_\zeta''}{2}} \cdot \frac{O_z P_z'}{P_z' P_z''}\right]^2 \cdot \text{const}$$

angetragen, wobei

h aus (5), $\frac{P_\zeta' P_\zeta''}{2}$ aus (2), $O_z P_z'$ aus (4), $P_z' P_z''$ aus (7)

bekannt sind.

Zeit zur Konstruktion des Profils aus 24 Punkten und Diagramm etwa 2 h. Aufsuchung der Konstanten wesentlich schneller.

Gesamtauftrieb. Der Bildkreisradius ist nach (15) $r = \frac{a+b}{2}$. Sonst ist für die Größe des Auftriebs nur noch α, der Winkel der Verbindungslinie des Kreismittelpunktes mit dem Bild der Profilspitze gegen die x-Achse maßgebend. Inwiefern dieser Winkel α Einflüsse der Profilform auf den Auftrieb zahlenmäßig darzustellen vermag, soll folgende Überlegung zeigen.

Ein Joukowskyprofil möge einer solchen Umformung unterzogen werden, daß dieser eine Deformation des Bildkreises in eine Ellipse parallel läuft. Und zwar sollen deren Halbachsen $a = r + \Delta r$ und $b = r - \Delta r$ sein, so daß sich an der Größe des Kreises, auf den das Profil abgebildet wird, nichts ändert. Die Verschiebung des Ellipsenmittelpunktes, die erforderlich ist, damit die Ellipse dauernd durch den Punkt $x = -\frac{t}{4}$ geht, soll so geschehen, daß der Winkel α_E (Abb. 13), der in der Ellipsenebene das gleiche bedeuten möge wie α (jetzt zur Unterscheidung mit α_K bezeichnet), in der Kreisebene, ungeändert bleibt. Trotzdem ist hierbei das α_K, welches in die Auftriebsformel eingeht, veränderlich und von α_E verschieden, da es ja bei der Deformation der Ellipse zu einem Kreis mit geändert wird. Es ist von der Lage und Form der Ellipse und damit von der Profilform abhängig. Die Bedeutung der Bezeichnungen φ_K, φ_E ist aus den Abb. 13 ersichtlich.

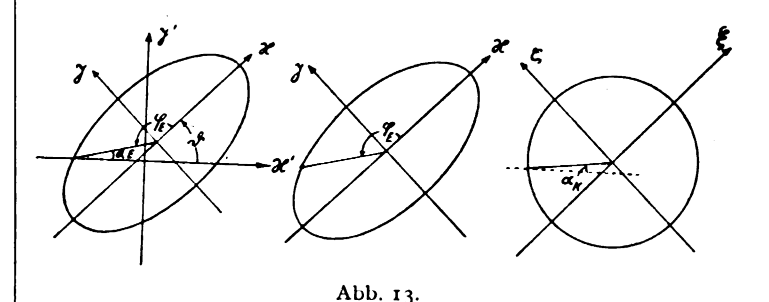


Abb. 13.

Es ist

$$\left.\begin{aligned} \alpha_K &= \vartheta + \varphi_K - 180^0 \\ \alpha_E &= \vartheta + \varphi_E - 180^0 \end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad (18)$$

Gesucht ist der Zusammenhang von φ_K und φ_E

$$z = \zeta + \frac{\frac{e^2}{4}}{\zeta}; \; \zeta = r(\cos\varphi_K + i\sin\varphi_K)$$

$$z = x + iy = r(\cos\varphi_K + i\sin\varphi_K) + \frac{\frac{e^2}{4}(\cos\varphi_K - i\sin\varphi_K)}{r}$$

$$x = \cos\varphi_K\left(r + \frac{\frac{e^2}{4}}{r}\right)$$

$$y = \sin\varphi_K\left(r - \frac{\frac{e^2}{4}}{r}\right)$$

$$\operatorname{tg}\varphi_E = \operatorname{tg}\varphi_K \cdot \frac{r^2 - \frac{1}{4}e^2}{r^2 + \frac{1}{4}e^2} =$$

$$= \operatorname{tg}\varphi_K \cdot \frac{(a+b)^2 - (a^2 - b^2)}{(a+b)^2 + (a^2 - b^2)} = \operatorname{tg}\varphi_K \cdot \frac{b}{a}$$

$$\left.\begin{aligned} \operatorname{tg}\varphi_K &= \frac{a}{b} \cdot \operatorname{tg}\varphi_E \\ \operatorname{tg}(\vartheta - \alpha_K) &= \frac{a}{b} \cdot \operatorname{tg}(\vartheta - \alpha_E) \end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad (19)$$

Ist nun

$$\left.\begin{aligned} \alpha_E - 90^0 &< \vartheta < \alpha_E \\ \alpha_E + 90^0 &< \vartheta < \alpha_E + 180^0 \end{aligned}\right] \text{ so ist } \alpha_K > \alpha_E$$

$$\left.\begin{aligned} \alpha_E \quad &< \vartheta < \alpha_E + 90^0 \\ \alpha_E + 180^0 &< \vartheta < \alpha_E - 90^0 \end{aligned}\right] \qquad \alpha_K < \alpha_E$$

Die Differenz $(\alpha_K - \alpha_E)$ ist bestimmt durch

$$\operatorname{tg}(\alpha_K - \alpha_E) = \operatorname{tg}(\varphi_K - \varphi_E) = \frac{\operatorname{tg}\varphi_E \cdot \frac{a}{b} - \operatorname{tg}\varphi_E}{1 + \operatorname{tg}^2\varphi_E \cdot \frac{a}{b}} =$$

$$= \operatorname{tg}\varphi_E \cdot \frac{a-b}{b + a\operatorname{tg}^2\varphi_E} \quad \ldots \quad (20a)$$

Ist die Exzentrizität der Ellipse gering, was immer der Fall ist, so kann man diesen Ausdruck noch etwas vereinfachen, indem man im Nenner $a \sim b \sim \frac{a+b}{2}$ setzt:

$$\operatorname{tg}(\alpha_K - \alpha_E) = \operatorname{tg}(\varphi_K - \varphi_E) = \frac{a-b}{a+b} \cdot 2 \cdot \frac{\operatorname{tg}\varphi_E}{1 + \operatorname{tg}^2\varphi_E} =$$

$$= \frac{a-b}{a+b} \cdot \sin 2\varphi_E = \frac{a-b}{a+b} \cdot \sin 2(\alpha_E - \vartheta) \quad . \quad (20b)$$

Die größte Argumentsänderung tritt demnach für ungefähr $\vartheta = 45^0 + \alpha_E$ (bzw. $\pm 90^0$) ein; genau erhält man aus Formel (20a) dann ein Maximum von $\alpha_K - \alpha_E$, wenn

$$\operatorname{tg}(\vartheta - \alpha_E) = \sqrt{\frac{b}{a}};$$

dann wird

$$\operatorname{tg}(\alpha_K - \alpha_E) = \frac{a-b}{2\sqrt{ab}} \sim \frac{a-b}{a+b}.$$

Angriffspunkt. Wenn für ein Profil das Diagramm der Auftriebskräfte vorliegt, läßt sich daraus die Resultierende mit Hilfe eines Seilpolygons leicht ermitteln. Will man jedoch die Lage des Angriffspunktes bei verschiedenen Anstellwinkeln haben, so wäre es zu umständlich, für jeden dieser Anstellwinkel zuerst das Diagramm zu zeichnen. Allerdings ist ja der Hebelarm h des Auftriebes, bezogen auf den Mittelpunkt des Bildkreises für jeden Anstellwinkel bekannt, wenn das für deren zwei der Fall ist, denn dann sind die in Formel (4)

$$h = \frac{c^2}{2r} \cdot \frac{\sin 2(\beta + \gamma)}{\sin(\alpha + \beta)}$$

vorkommenden Konstanten c^2 und γ festgelegt. Jedenfalls ist es aber zweckmäßiger, sich diese Konstanten aus der Beziehung $c^2 \cdot e^{2\gamma i} = -a_1$ abzuleiten. Dazu ist nur notwendig, für das benutzte Abbildungsverfahren ein für allemal die abbildende Funktion aufzustellen und in eine Potenzreihe von der Form

$$\zeta = Z + \frac{a_1}{Z} + \frac{a_2}{Z^2} + \ldots\ldots$$

zu entwickeln, woraus dann a_1 als die für uns wesentliche Größe entnommen werden kann. — Die folgende Ableitung gilt für das allgemeinste auf S. 141 angedeutete Abbildungsverfahren, wie es später wieder aufgegriffen wird, ist also nicht darauf beschränkt, daß eine Ellipse als Vermittlungskurve dient.

Man stellt zunächst Z als Funktion von ζ in Form einer Potenzreihe auf, wodurch der Kreis der ζ-Ebene auf das Profil der Z-Ebene abgebildet wird. Diese Reihe ist sodann umzukehren, so daß ζ als Funktion von Z erscheint.

Das Ergebnis dieser Rechnung ist

$$c^2 \cdot e^{2\gamma i} = p^2 \cdot e^{2\vartheta i} + q^2. \quad \ldots \ldots \quad (21)$$

Die Bedeutung von p und q ist aus den Abb. 9 bis 10 ersichtlich, die die Folge von Transformationen zeigen, die den Kreis in das Profil überführen. p ist die Einheit der ζ-Ebene, $2q$ jene der Z-Ebene.

Der Momentenpunkt, auf den sich das schließlich errechnete h bezieht, ist wie bisher der Mittelpunkt des Bildkreises. Bei Joukowskyprofilen konnte man den Bezugspunkt erhalten, indem man die Kreisebene mit dem in ihr gelegenen Kreismittelpunkt so auf die Profilebene legte, daß die Achsen beider Ebenen zur Deckung kommen. Das wäre nätürlich bei der komplizierten Abbildung nicht mehr richtig. Die Transformation $z' = z \cdot e^{\vartheta i} + m$ darf nicht übersehen werden. Die den Kreismittelpunkt enthaltende ζ-Ebene wird nicht achsendeckend auf die Profilebene gelegt, sondern um den Betrag m verschoben und um den Winkel ϑ gedreht. Solange zur Vermittlung der Abbildung Ellipsen genommen werden, ist der Ursprung der ζ-Ebene selbst Bezugspunkt.

Um endlich zu praktischen Anwendungen zu kommen, sollen die allgemeinen Bemerkungen, die an den Winkel γ anzuknüpfen sind, erst an späterer Stelle gebracht werden. Vorher noch eine kurze Anmerkung über:

4. Die Strömungsbilder. Diese können auch für Profile dieser Art in ganz ähnlicher Weise gezeichnet werden, wie bei den Joukowskyprofilen; nur ist jetzt noch die Transformation der Strömung um einen Kreis in die um eine Ellipse dazwischen geschaltet. Wenn hierzu wiederum durchscheinendes Papier benutzt wird, läßt sich das sehr rasch und genau durchführen, da der durchweg geringen Exzentrizität der Vermittlungsellipsen wegen die entsprechenden Maschen des z- und Z-Netzes sich einzeln leicht zur Deckung bringen lassen, worauf dann die in ihnen gelegenen Stromlinienstücke rasch und genau durchgezeichnet werden können. (Abb. 15.)

Beispiele.

Profil 1 (S-Form).

Um zu S-förmigen Profilen zu gelangen, muß der Winkel ϑ in dem Gebiet um 45^0 gewählt werden (s. Abb. 11). Die Profilspitze bildet sich dann auf einen Punkt des zweiten Quadranten der Ellipse ab, weshalb $\varphi_K < \varphi_E$ und daher auch das in die Auftriebsformel eingehende $\alpha_K < \alpha_E$ ist. Denkt man sich also ein solches Profil aus einem Joukowskyprofil durch Verbiegen in dem Sinn entstanden, wie es auf S. 143 geschildert wurde, so bedeutet das eine Verringerung des Auftriebes. Wählt man $\vartheta = 45^0$, weil unter dieser Annahme das jetzt interessierende Merkmal am deutlichsten hervortritt, so wird nach Gleichung (20)

$$\operatorname{tg}(\alpha_E - \alpha_K) \sim \frac{a-b}{a+b}.$$

Für Profile, wie man sie praktisch benutzen könnte, beträgt dieser Wert etwa 0,075, kann selbstverständlich jeden geringeren Wert annehmen und für noch brauchbare Profile bis etwa 0,10 ansteigen. Entsprechend ist dann $\alpha_E - \alpha_K$ etwa 4^0—5^0, allenfalls auch noch 6^0. Um diesen Betrag ist bei Profilen mit gehobener Abflußkante die erste Achse für die Größe des Auftriebes ungünstiger gelegen als bei dem zugeordneten Joukowskyprofil, d. h. um so viel ist — gleichen Anstellwinkel vorausgesetzt — der sog. »wirksame Anstellwinkel« geringer. Bemerkt sei noch, daß bei einer Verbiegung in der Weise, wie sie hier gedacht ist, die in der Mitte des Profils gelegenen Punkte der Ober- und Unterseite ziemlich ungeändert bleiben, meist sich sogar etwas zugunsten des neuen Profils ändern. Außerdem könnte auch diese geringe Verschiebung durch eine kleine, sonst belanglose Änderung des zu 45^0 angenommenen Winkels ϑ vermieden werden.

1. Auftrieb. Um von der weitgehenden Freiheit Gebrauch zu machen, die man in der Wahl der Parameter, die das Profil bestimmen, hat, wurde die Erfüllung folgender Bedingungen verlangt.

a) Die Abströmungsrichtung (Richtung der Spitzentangente) soll die der ungestörten Strömung sein; $\beta = 6^0$.

b) Der Kreis, auf den das Profil abgebildet wird, soll den gleichen Radius haben, wie das Joukowskyprofil, dessen Umströmung bezeichnet wurde.

c) $\vartheta = 45^0$.

Nimmt man die Profillänge t zur Einheit, so ergibt eine kleine Rechung für die Halbachsen der Bildellipse

$$a = 0{,}2885,$$
$$b = 0{,}2464,$$

also

$$r = 0{,}2675.$$

Die Mittelpunktskoordinaten der Ellipse in der z'-Ebene müssen

$$x'_m = 0{,}0179,$$
$$y'_m = 0{,}0286$$

sein. Frei zu verfügen ist noch über α_E, es soll zu 6^0 angenommen werden. Dann ist nach Formel (19) $\alpha_K = 1^0\,31',15$

$$\alpha_E - \alpha_K = 4^0\,28',85.$$

Die wahre Länge des Profils $t^* = 1{,}002$.

Bezeichnet C_β die Auftriebszahl für den Anstellwinkel β, so ist z. B.:

$$C_0 = 17{,}8 \qquad C_6 = 87{,}8 \qquad C_{12} = 156{,}8.$$

2. Auftriebsdiagramm. Bezeichnend ist für dieses Profil, daß das hintere Ende von oben nach unten gedrückt wird. Das erklärt sowohl den geringen Gesamtauftrieb als auch den Umstand, daß die Angriffslinie soweit vorne liegt. Ferner verdient noch das Fehlen des starken Unterdruckes an der Vorderkante, der bei den bisherigen Profilen immer zu beobachten war, Erwähnung.

3. Angriffslinie. Zunächst sind die Größen c^2 und γ zu bestimmen, wozu die Gleichung (21)

$$c^2 \cdot e^{2\gamma i} = q^2 + p^2 \cdot e^{2\vartheta i}$$

dient.

Es ist

$$q = \frac{t}{4};\ p^2 = \frac{a^2 - b^2}{4} = 0{,}00564\, t^2;\ \vartheta = +\frac{\pi}{4}$$

$$c^2(\cos 2\gamma + i \sin 2\gamma) = 0{,}0625 + 0{,}00564\, i$$



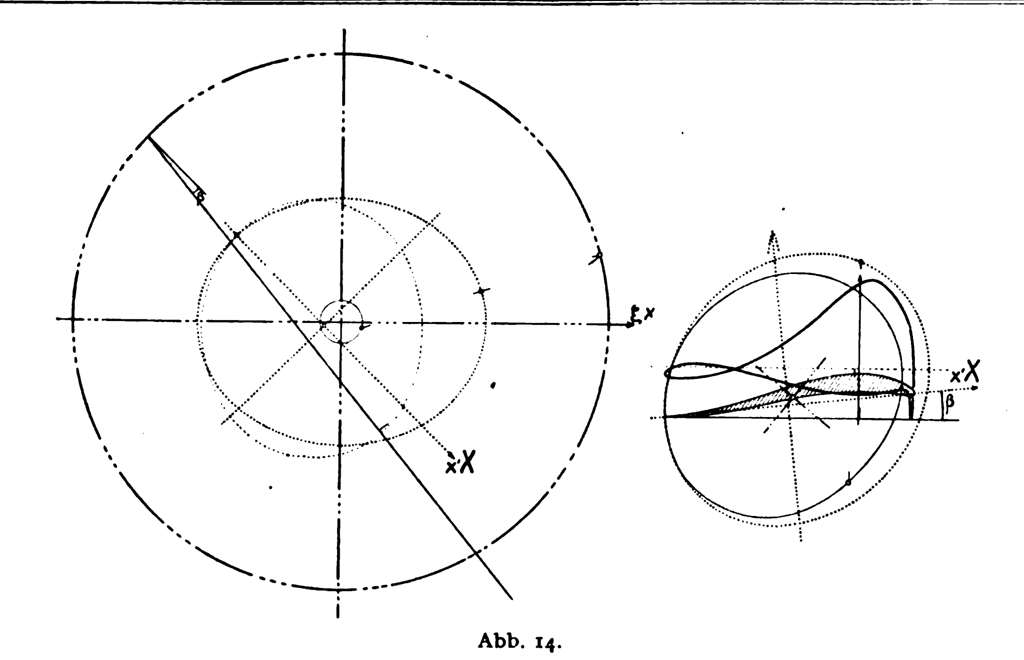


Abb. 14.

wenn $t = 1$

$$\operatorname{tg} 2\gamma = \frac{0{,}00564}{0{,}0625}; \; \gamma = 2^0\,34',6$$

$$c^2 = 0{,}0628.$$

Da α_K zu $1^0\,31',15$ gefunden wurde, so ist

$$h = \frac{0{,}06275}{0{,}5349} \cdot \frac{\sin 2(\beta + 2^0\,34',6)}{\sin(\beta + 1^0\,31',2)}.$$

Bezeichnet h_β wiederum den Wert von h für den Anstellwinkel β, so ist

$$h_0 = 0{,}397\,t \qquad h_6 = 0{,}264\,t \qquad h_{12} = 0{,}245\,t.$$

Der Angriffspunkt liegt demnach sehr viel weiter vorne als bei irgendeinem der vorausgehenden Profile. Doch sollen eingehendere Bemerkungen hierzu erst später folgen.

(Schluß folgt.)

Bücherbesprechungen.

Die Luftfahrt als Verkehrsmittel. Von Dr. Johann Volkmar Fisser. Gedruckt mit Unterstützung der Gesellschaft von Freunden und Förderern der Universität Greifswald. 1922, Verlag Ratsbuchhandlung L. Bamberg, Greifswald. 192 S. Preis M. 36.

Der Verfasser ist anscheinend weder Flieger, noch steht er sonst in engem Zusammenhang mit der Verkehrsfliegerei. Er hat also, was bei einer derartigen Bearbeitung sehr wesentlich erscheint, die nötige »Distanz zu den Dingen«. Es ist ihm gelungen, in klarer Gliederung und umfassender Form unter vielseitiger Benutzung von Äußerungen anerkannter Verkehrsfachleute und Volkswirtschaftler das Wesen der zivilen Luftfahrt von allen Seiten eingehend zu beleuchten und ein Werk zu schaffen, das für Laien und Fachleute gleich lesenswert ist.

In der Einführung wird eine scharfsinnige Definition des Verkehrs und der Anforderungen an Verkehrsmittel gegeben.

In den dann folgenden »Grundlagen des Luftverkehrs« ist der Abschnitt über Luftfahrzeuge und auch weitere Teile vielleicht etwas einseitig auf einen Verkehrstyp, das Junkersflugzeug, abgestellt, während bekannte Konstruktionen wie Sablatnig, Dornier usw. nur anmerkungsweise Erwähnung finden. Ausländische Typen, selbst von der Bedeutung von Fokker, kommen gar nicht zu ihrem Recht.

Sehr interessant sind die Ausführungen über die Ausnutzung der Luftströmungen über Groß-Luftverkehr. Fraglos kann sich die Luftfahrt auf diesem Gebiete die vielseitigen und Jahrhunderte alten Erfahrungen der Segelschiffahrt zunutze machen.

Bei der Kostenberechnung für den Luftverkehr sind die Sätze für Abschreibungen für Flugzeuge wohl etwas reichlich hoch gegriffen. Bei einem gegen Kaskoschäden versicherten modernen Verkehrsflugzeug, das also nach einer Havarie im allgemeinen ohne weitere wesentliche Aufwendungen wieder in flugfertigen Zustand versetzt wird, wird man sich nach den jetzigen Erfahrungen damit begnügen können, wenn Zelle und Motor in 5 Betriebsjahren abgeschrieben sind. In den Betrachtungen über die Kaskoversicherung ist der deutsche Prämiensatz nicht erwähnt. Er bewegt sich zurzeit in der Gegend von 20 vH.

In dem Abschnitt über Tarife verdient hinzugesetzt zu werden, daß die Flugpreise in Deutschland tatsächlich nicht so hoch sind, wie es die Kosten erfordern und wie es der Verfasser als notwendig hinstellt. Sie betragen im Augenblick auf den regelmäßigen Verkehrsstrecken nur etwa den 1½ bis 2fachen Preis einer Eisenbahnfahrkarte 1. Klasse. Dies wird aber naturgemäß nur möglich sein, so lange wie die Verkehrsunternehmungen eine wesentliche Reichsbeihilfe für die Unterhaltung ihrer Linien erhalten.

Der Warentransport durch die Luftfahrt ist wohl etwas sehr unter dem Gesichtswinkel des augenblicklichen Liniennetzes betrachtet. Auf langen Strecken und auf Linien über verkehrsarme Gebiete wird auch die Warenbeförderung wirtschaftlich durchführbar sein. Unter diesen Umständen wird es eine große Anzahl von Gütern geben, deren Wert und Beschaffenheit eine schleunige Beförderung verlangen und die erhöhte Belastung mit Transportkosten tragen können.

Wenn der Verfasser die Verwendungsmöglichkeiten des Flugzeuges in den Tropen wesentlich einschränkt, so muß dem in bezug auf die Wirtschaftlichkeit in den meisten Fällen zugestimmt werden. Vom technischen Standpunkt aus muß diese Auffassung jedoch, ganz besonders bezüglich der Metallflugzeuge, angezweifelt werden.

Zu den Ausführungen bezüglich des Nachtfliegens ist zu bemerken, daß die Unmöglichkeit im Augenblick regelmäßig nachts zu fliegen, das Flugzeug keinesfalls der Eisenbahn unterlegen macht. Es tritt in diesem Fall nicht in Konkurrenz zur Eisenbahn, sondern als Ergänzungsmittel. Der Verfasser weist selbst an anderer Stelle auf den großen Zeitgewinn, die der amerikanische Luftpostdienst dadurch erzielt, daß er durch geschickte Einpassung seiner Tagesflüge in den Nachteisenbahnfahrplan erzielt. Ähnliche Beispiele finden sich auch bereits in Deutschland, wie z. B. der Luftverkehr Königsberg—Moskau im Anschluß an den Nachtschnellzug Berlin—Königsberg oder bei dem für die nächste Zeit in Aussicht genommenen Luftverkehr Kopenhagen—Hamburg—Rheinland—London. Hier soll das Stück Hamburg—Rheinland während der Nacht von der Eisenbahn übernommen werden. Trotzdem wird ein Zeitvorteil von 24 Stunden erzielt. Im übrigen ist sowohl das Nachtfliegen wie auch der später bemängelte geringe Aktionsradius des Flugzeuges nur eine Frage der Entwicklung.

Bei den Aufgaben des Flugzeuges zum Zweck der Nachrichtenübermittlung ist dem Zeitungstransport, der schon jetzt einen beträchtlichen Umfang angenommen hat, zu wenig Beachtung geschenkt. Beim Zeitungstransport kann schon ein Zeitvorsprung von wenigen Stunden von politischer oder wirtschaftlicher Bedeutung sein.

Den Ausführungen über den Konkurrenzkampf in der Luftfahrt, der entgegen den Verhältnissen bei anderen Verkehrsmitteln als nützlich geschildert wird, kann, wenigstens soweit es sich um innerdeutsche Verhältnisse handelt, nicht voll zugestimmt werden. Im jetzigen Entwicklungsstadium verleitet er die deutschen Verkehrsunternehmungen fraglos zu mancherlei Maßnahmen, die lediglich aus Konkurrenzgründen diktiert sind, der Förderung des Luftverkehrs und des Verkehrsgedankens aber nicht unter allen Umständen förderlich sind.

Die eingehenden Ausführungen über eine ev. Verstaatlichung der Luftfahrt und der Flughäfen sind sehr beachtenswert. Alles in allem entspricht das Buch, das in dieser umfassenden Form wohl das einzige in Deutschland ist, fraglos einem großen Bedürfnis und enthält, wenngleich es natürlich bei den besonders labilen Verhältnissen der Luftfahrt nicht mehr in allen Punkten aktuell sein kann, eine Fülle von Anregungen für alle, die Interesse an der zivilen Luftfahrt haben.

Martin Wronsky.

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Deutschland.

Verordnung über Luftfahrzeugbau. Vom 5. Mai 1922. Die Reichsregierung verordnet auf Grund des Gesetzes über die Beschränkung des Luftfahrzeugbaues vom 29. Juni 1921 (Reichsgesetzbl. S. 789), was folgt:

Artikel I. § 1, Abs. 1 des Gesetzes über die Beschränkung des Luftfahrzeugbaues vom 29. Juni 1921 tritt mit dem 5. Mai 1922 außer Kraft.

Artikel II. Herstellung und Einfuhr von Luftfahrzeugen ist vom 5. Mai 1922 ab gestattet, soweit die aus der Anlage ersichtlichen Bestimmungen erfüllt sind. Die Einfuhr der von Art. 202 des Friedenvertrags betroffenen Gegenstände ist verboten.

Artikel III. Wer Luftfahrzeuge herstellt, hat innerhalb vierzehn Tagen nach Aufnahme des Betriebs dem Reichsverkehrsminister Anzeige zu machen.

Jedermann ist verpflichtet, dem Reichsverkehrsminister und seinen Beauftragten auf Verlangen die von diesen als erforderlich erachteten Auskünfte über das von ihm hergestellte oder eingeführte Luftfahrzeuggerät zu erteilen. Die Auskunft kann durch öffentliche Bekanntmachung oder durch Anfrage bei den einzelnen zur Auskunft Verpflichteten erfordert werden.

Der Reichsverkehrsminister und seine Beauftragten sind befugt, zur Ermittlung wichtiger Angaben Geschäftsbriefe, Geschäftsbücher und sonstige Urkunden einzusehen, sowie Räume zu besichtigen, und zu untersuchen, in denen Gegenstände oder Urkunden sich befinden oder zu vermuten sind, worüber Auskunft verlangt wird.

Die Beauftragten sind vorbehaltlich der dienstlichen Berichterstattung und der Anzeige von Gesetzwidrigkeiten verpflichtet, über Einrichtungen und Geschäftsverhältnisse, die durch ihre Tätigkeit zu ihrer Kenntnis kommen, Verschwiegenheit zu beobachten und sich der Mitteilung oder Verwertung der Geschäftsgeheimnisse zu enthalten.

Das Ergebnis der Auskünfte oder Ermittlungen darf nicht zu steuerlichen Zwecken verwendet werden.

Artikel IV. Luftfahrzeuge dürfen in Deutschland nur verkehren, wenn sie die aus der Anlage ersichtlichen Bestimmungen erfüllen.

Artikel V. Luftfahrzeuge, die dem Art. II zuwider hergestellt oder eingeführt werden, oder dem Art. IV zuwider in Deutschland verkehren, sind auf Anfordern des Reichsverkehrsministers mit den Bestimmungen auf Kosten des Zuwiderhandelnden in Einklang zu bringen; im Weigerungsfall ist der Reichsverkehrsminister berechtigt, die erforderlichen Maßnahmen auf Kosten der Betroffenen ausführen zu lassen.

Artikel VI. Wer den Vorschriften der Art. II bis V zuwiderhandelt, wird mit Gefängnis bis zu sechs Monaten oder mit Geldstrafe bis zu 100000 M. bestraft. Neben der Strafe können die Gegenstände, auf die sich die strafbare Handlung bezieht, eingezogen werden ohne Unterschied, ob sie dem Täter gehören oder nicht. Auf die Einziehung kann selbstverständlich erkannt werden, wenn das Strafverfahren gegen einen bestimmten Täter nicht durchgeführt werden kann.

Berlin, den 5. Mai 1922.

Die Reichsregierung.
Bauer.

Anlage zu Artikel II und IV.

Bestimmungen für den Luftfahrzeugbau.

A) Luftfahrzeuge schwerer als Luft.

1. Bei Einsitzern darf der Motor nicht mehr als 60 PS entwickeln.
2. Flugzeuge dürfen nicht so eingerichtet sein, daß sie ohne Führer fliegen können.
3. Flugzeuge dürfen nicht gepanzert oder in ähnlicher Weise geschützt, noch mit einer Einrichtung zur Anbringung von Bewaffnung — Geschützen, Abwurfbomben — oder Visiervorrichtungen hierfür versehen sein.
4. Höchstgrenzen für Flugzeuge sind:
   a) 4000 m Gipfelhöhe bei voller Belastung,
   b) 170 km Stundengeschwindigkeit in 2000 m Höhe bei voller Belastung,
   c) $\frac{800 \times 170}{V}$ g/PS an Öl und Kraftstoffen (bezogen auf bestes Fliegerbenzin), wobei V die Stundengeschwindigkeit bei voller Belastung und voller Motorleistung in 2000 m Höhe bedeutet,
   d) 600 kg Nutzlast einschließlich der Luftfahrer und der Instrumente, sofern die Grenzen unter a bis c erreicht sind.
5. Flugzeuge dürfen keine Motoren mit Einrichtung zur Überverdichtung haben.

B) Luftschiffe.

Luftschiffe dürfen folgenden Gasrauminhalt nicht überschreiten:

1. Starre . . . . 30000 Raummeter
2. Halbstarre . . 25000 »
3. Unstarre . . . 20000 »

22/18. 1.

Luftverkehr Hamburg—Stettin. (Unternehmer: Lloyd-Ostflug.) Ab 6. 5. 1922 täglich.

6.0 ↓	ab Hamburg	an ↑	7.15
9.0 ↓	an Stettin	ab	4.15

22/18. 2.

Weltluftverkehr.

Luftverkehr Berlin—Stettin—Danzig—Königsberg—Kowno—Riga. (Unternehmer: Lloyd-Ostflug.) Ab 6. 5. 1922 Berlin—Kowno täglich, Kowno—Riga dreimal wöchentlich (Dienstag, Donnerstag, Sonnabend).

7.45 ↓	ab Berlin	an ↑	5.15
9.0	an Stettin	ab	4.0
9.15	ab Stettin	an	3.45
12.30	an Danzig	ab	12.30
1.0	ab Danzig	an	12.10
2.10	an Königsberg	ab	11.0
2.25	ab Königsberg	an	10.45
4.55	an Kowno	ab	8.15
5.10	ab Kowno	an	8.0
7.10 ↓	an Riga	ab ↑	6.0

22/18. 7.

Luftverkehr Danzig—Königsberg—Memel—Riga. (Unternehmer: Deutsche Luft-Reederei.) Ab 6. 5. 1922 dreimal wöchentlich (Montag, Mittwoch, Freitag).

8.0 ↓	ab Danzig	an ↑	7.15
9.15	an Königsberg	ab	6.0
9.30	ab Königsberg	an	5.45
10.45	an Memel	ab	4.30
11.0	ab Memel	an	4.15
1.15 ↓	an Riga	ab ↑	2.0

22/18. 8.



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugzeugbau. Eine mögliche Bauart eines wirtschaftlichen Flugzeuges. (A possible Type of Economical Aeroplane). — W. H. Sayers, The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 22, Nr. 12, 12. März 1922, S. 207/208 (3½ Sp., 4 Skizz.).

Die Woyevodsky-Bauart verspricht hohe Wirtschaftlichkeit. Vorteilhaft sind dicke, freitragende Flügel mit starker Verjüngung nach außen, die aus dem profilförmig gestalteten Rumpf herauswachsen. Dadurch wird auch die Stabilität erhöht, so daß gegebenenfalls auf eine Höhenflosse verzichtet werden kann. Den Kühler könnte man in die Flügelflächen so hineinverlegen, daß er praktisch keinen zusätzlichen Widerstand erzeugt. Zugschrauben sind unvorteilhaft und besser durch Druckschrauben zu ersetzen. Die nachteilige Wirkung des Schraubenstrahls wäre dann vermieden. Bei Anordnung von zwei Druckschrauben seitlich des Rumpfes könnte man auch den Motor nach hinten verlegen und den Führer in der Rumpfspitze so unterbringen, daß er einen uneingeschränkten Ausblick genießt und keinen Luftwiderstand hervorruft. Zahlenbeispiel eines wirtschaftlichen 100 PS-Verkehrseindeckers mit 450 kg Fracht, 1,19 t Fluggewicht, 58 kg/m² Flächenbelastung und 11,9 kg/PS Leistungsbelastung. W. **22/17. 9.**

Flugzeugbau. Aufgaben der Forschung vom Standpunkte des Flugzeugbauers und -benutzers (Research from the designers', constructors' and users' point of view). — Fred M. Green, Vortrag vor der Luftfahrtkonferenz 1922, Flight, Bd. 14, Nr. 8, 23. Febr. 1922, S. 121/122 (4 Sp., o. Abb.).

Baulich will man mit einer möglichst geringen Flügelfläche auskommen. Die Übertragung von Modellmessungen auf die Ausführung im großen ist eine brennende Frage, die unbedingt gelöst werden muß. Dazu sind eingehende Versuchsflüge erforderlich. Messungen im Gleitfluge erscheinen nicht so wertvoll als Meßnabenflüge. Zunächst sollte man sich auf ein typisches Flügelprofil, wie den R. A. F. 15-Flügelschnitt beschränken. Wichtig ist ferner die geringste Landegeschwindigkeit, die durch die Wirksamkeit der Steuerung begrenzt ist. Zur Untersuchung der Steuerbarkeit bei geringen Geschwindigkeiten müssen Windkanalmessungen und Meßflüge unternommen werden. Klärung der Trudelbewegung ebenfalls dringend notwendig. Modellversuche hierbei erst dann von Wert, wenn die Beziehung zwischen Druckpunktwanderung am Modell und am Flugzeug bekannt ist. Widerstandsmessungen und Bestimmung des Wirkungsgrades einer Luftschraube am Flugzeug wesentlich. Die zur Kühlung eines Motors aufzuwendende Leistung muß ermittelt werden; man ist heute noch ungewiß, ob sie bei luft- oder bei wassergekühlten Motoren größer ist.

Baustoffe: Holz nach allen Richtungen hin untersucht. Metallbekleidung der Flügel bisher vernachlässigt. Im Metallbau fehlen noch eingehende Forschungen.

Festigkeitsrechnung: Bisherige Verfahren arbeiten noch mit großen Annäherungen, wie hinsichtlich der Vernachlässigung von überzähligen Baugliedern und der Tiefenkreuze.

Motorbau: Mehr Forschungen über Leichtmetalle und hochwertige Stähle. Sehr wichtig wären ferner Untersuchungen an Lagern, da hauptsächlich davon die Drehzahlsteigerung der Flugmotoren abhängt. Nach allgemeiner Ansicht nimmt die Sicherheit eines Lagers mit dem Produkt aus mittlerer Flächenpressung und Gleitgeschwindigkeit ab, während die Konstrukteure der Michel-Lager angeben, daß mit der Geschwindigkeit auch die zulässige Flächenpressung wächst. Diese Verhältnisse müßten eingehend geklärt werden, ebenso die Eigenschaften von Kugel- und Rollenlagern. Auch die Brennstoffe bieten ein weites Betätigungsfeld für Untersuchungen.

Forschung für den Flugzeugbauer: Verbindung von Bauteilen miteinander durch Leimen, Nieten, Schweißen usw. Leichte form-, wetter- und feuerbeständige Verkleidungen. Härteverfahren für verwickelte Bauteile.

Forschung für den Flugzeugbenutzer: Feuersicherheit und Bruchsicherheit, leichte Landefähigkeit, Seeflugzeuge, Wasserlandflugzeuge, Schalldämpfer. Einwandfreie Wettervorhersage und Wettermeldung. Ortung. Funkgerät. Betriebssicherheit von Mehrmotorenflugzeugen, die bisher nur bestenfalls etwa so verläßlich sind wie Einmotorenflugzeuge. W. **22/18. 17.**

Flugzeugberechnung. Meßflüge, Lagebestimmung der Luftkraftresultierenden und Messung der Längsstabilität bei verschiedenen Anstellwinkeln. (Essais des avions en vol. Détermination de la position de la résultante de l'action de l'air et de la stabilité longitudinale de l'avion aux différentes incidences de vol.) — A. Senouque, Verhandlungen des Technischen Ausschusses des Ersten Internationalen Luftfahrt-Kongresses in Paris am 15. bis 25. Nov. 1921, Bd. 1, S. 33/36 (3½ S., 2 Skizz.).

Das Dreifach-Meßgerät, das Toussaint und Senouque verwenden, zeichnet Wagerechtgeschwindigkeit, Sinkgeschwindigkeit und Neigungswinkel gegen die Horizontale auf und gestattet Auftrieb und Widerstand zu berechnen. Nur die Lage der Luftkraftresultierenden in der Symmetrieebene des Flugzeuges kann damit nicht ermittelt werden. Ein brauchbares Mittel bietet hierzu die Schwerpunktsverlegung.

Zur Ermittlung der Lage der Luftkraftresultierenden des Flugzeuges führt man an Bord außer dem Dreifach-Meßgerät (s. o.), ein selbstaufzeichnendes Thermometer und einen Ruderlagenschreiber für das Höhenruder mit. Zur Messung ändert man im Gleitfluge aus etwa 1 km Höhe alle 30 s durch Gasgeben und Drosseln des Motors den Anstellwinkel. Gemessen werden darf erst 15 s nach Ändern des Anstellwinkels, d. h. erst dann, wenn der Flug nicht mehr beschleunigt ist. Mit durch Gewichtsverschiebung geänderten Schwerpunktslagen werden so mehrere Meßflüge durchgeführt. Größe und Richtung der Luftkraftresultierenden werden auf die übliche Art bestimmt. Die Wirkungslinie der Resultierenden muß im geradlinien Fluge durch den Schwerpunkt gehen. Daraus läßt sich für verschiedene Schwerpunktlagen der Wert des stabilisierenden Momentes für die einzelnen Anstellwinkel bestimmen. Alle diese Messungen geben allerdings nur die Stabilitätswerte im Gleitflug. W. **22/17. 10.**

Flugzeugbeschreibung. Falltank beim Avro 504 K-Doppeldecker. — Mitteilung für Werkmeister Nr. 2 von 1922 des engl. Luftfahrministeriums (Notices to Ground Engineers), Flight, Bd. 14, Nr. 11, 16. März 1922, S. 160 (10 Zl. o. Abb.).

Der Falltank im Baldachin des Avro 504 K-Doppeldeckers darf nicht fehlen. Erteilung und Erneuerung des Lufttüchtigkeitszeugnisses werden vom Vorhandensein des Falltanks abhängig gemacht. W. **22/17. 13.**

Flugzeugbeschreibung. Tschechischer Aéro Ae 10-Verkehrsdoppeldecker. — Flugsport, Bd. 14, Nr. 8, 12. April 1922, S. 121 bis 123 (3 S., 3 Lichtb.). W. **22/17. 14.**

Flugzeugbeschreibung. G. A. X.-Boeing-Zweimotoren-Panzerdreidecker der U. S.-Fliegertruppe. — U. S. Air Service News Letter, Bd. 6, Nr. 4, 17. Febr. 1922, S. 4 (¼ S., o. Abb.).

Der von der Heeresversuchsanstalt für Luftfahrt entworfene und von den Boeing-Flugzeugwerken erbaute Zweimotoren-Panzerdreidecker für den Eingriff in den Erdkampf ist in Dienst gestellt worden. Außer den M. G. jetzt noch Bewaffnung mit der kleinen M. K. Motoren in Stahlrohrlagerung.

Motoren: zwei Liberty-12 je	400	PS
Gesamtleistung	800	PS
Spannweite	20,0	m
ganze Länge	10,25	m
ganze Höhe	4,36	m
Leergewicht mit Kühlwasser	3,43	t
Fluggewicht	4,43	t
Leistungsbelastung (800 PS)	5,53	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	170	km/h
Kleinstgeschwindigkeit in Bodennähe	102,5	km/h
Steiggeschwindigkeit (am Boden?)	3,05	m/s
Gipfelhöhe	3,5	km
Betriebsgipfelhöhe	2,9	km
Anlaufstrecke	260	m
Auslaufstrecke	300	m

W. **22/17. 15.**

Luftschiffe. Bericht des englischen Forschungsausschusses für Luftfahrt über den R. 38. — Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 26, 6. März 1922, S. 612/614 (4½ Sp., o. Abb.).

Größer und schneller als der R. 33, war der R. 38 um die Hälfte schwächer gehalten und außerdem noch mit wirksameren Rudern ausgestattet. Bei der Festigkeitsrechnung war nur der statische Auftrieb und keine dynamische Kraft berücksichtigt. Unvollständige Versuche ergaben abnormal hohe Ruderkräfte. Keine Überlastung bei dem verhängnisvollen Flug. Durch die Unstabilität des Schiffes waren dauernd große Ruderausschläge notwendig. Einzelteile vom Gerippe schlecht entworfen. »Der

Dienstag, den 20. Juni:

Veranstaltung des Norddeutschen Lloyd.

Fahrt mit einem Seebäderdampfer des Norddeutschen Lloyd von Bremerhaven über Helgoland nach Norderney. (Mit Extrazug von Bremen nach Bremerhaven.)

Vorm. ca. 7 Uhr: **Abfahrt** von Bremen Hauptbahnhof bis Bremerhaven — Lloydhalle.

Gutschein Nr. I.

Vorm. ca. 9 Uhr: **Abfahrt des Dampfers.**

Gutschein Nr. II.

Mittagessen an Bord des Dampfers.

Gastgeber: Norddeutscher Lloyd.

Gutschein Nr. III.

Nachm. ca. 1 Uhr: **Ankunft in Helgoland.**

Daselbst ca. 3 Stunden Aufenthalt. Es ist Gelegenheit zu Besichtigungen und einem gemeinsamen Spaziergang bzw. Mittagessen gegeben.

Nachm. ca. 7 Uhr: **Ankunft in Norderney.**

Anschließend **Besichtigung des Flughafens Norderney.**

Gutschein Nr. IV.

Abends: **Gemeinsames Abendessen.**

Gutschein Nr. V.

Hotelquartier in Norderney.

Gutschein Nr. VI.

Näheres über die Hotels wird an Bord bekanntgegeben.

Mittwoch, den 21. Juni:

Vorm. 8 Uhr: **Abfahrt von Norderney.**

Gutschein Nr. VII.

Nachm. ca. 6 Uhr: **Ankunft in Bremerhaven.**

Um die Zahl der sämtlichen Teilnehmer einschließlich Damen bald übersehen zu können, wird dringend gebeten, den zuständigen Betrag **spätestens bis zum 6. Juni 1922**, auf das Postscheckkonto der WGL, Berlin Nr. 228 44, einsenden zu wollen.

Anmeldungen für Zimmerbestellung sind bis zum 6. Juni beim »Bremer Verein für Luftfahrt«, Bremen, Bahnhofstr. 35, mit Angabe, welcher Art das Hotel sein soll, einzureichen.

Die Teilnehmerkarten kosten:

In Bremen:

Nr. 1. Ratskeller »Ehrentrunk des Senats«.
Nr. 2. Union: Frühstück.
Nr. 3. Beförderung zum Flughafen.
Nr. 4. Besichtigung des Flughafens.
Nr. 5. Beförderung vom Flughafen.
Nr. 6. Festessen im »Parkhaus« ohne Getränke.
Nr. 7. Besichtigung Bremer Sehenswürdigkeiten.

Insgesamt M. 200,—.

In Norderney:

Nr. I. Eisenbahnfahrt nach Bremerhaven. (Extrazug.)
Nr. II. Fahrt mit einem Seebäderdampfer des Norddeutschen Lloyd von Bremerhaven über Helgoland nach Norderney.
Nr. III. Mittagessen an Bord.
Nr. IV. Besichtigung des Flughafens Norderney.
Nr. V. Abendessen in Norderney.
Nr. VI. Hotelquartier in Norderney.
Nr. VII. Rückfahrt mit Dampfer von Norderney nach Bremerhaven.

Insgesamt M. 160,—.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

ZFM Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G. m. b. H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen ZFM

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen
Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

11. Heft | **15. Juni 1922** | **13. Jahrgang**

INHALT:

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zum Preise von M. 16.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien Fr. 25.—), England sh. 12.—), Dänemark (Kr. 10.–), Frankreich (Fr. 25.–), Japan (Yen 3.–), Italien (Lire 35.–), Luxemburg (Fr. 25.–), Niederlande (fl. 7.—), Norwegen (Kr. 11.—), Schweden (Kr. 10.—), Spanien (Pes. 15.—), Schweiz (Fr. 14.—), V. St. A. (Doll. 3.—).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 1.20 für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf 90 Pf. für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand,** die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München.
Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt
11. Heft 15. Juni 1922 13. Jahrgang

Festsitzung anläßlich des zehnjährigen Bestehens der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

am Montag, den 3. April 1922, nachmittags 6 Uhr im Flugverbandhause zu Berlin.

Der Vorsitzende Geheimrat Dr.-Ing. e. h. Schütte eröffnete die Sitzung mit folgenden Worten: Meine sehr geehrten Herren! Heute vor zehn Jahren ist die »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt« gegründet worden. Im Namen dieser Gesellschaft danke ich Ihnen für Ihr gütiges Erscheinen, bekunden Sie doch damit Ihre Freundschaft, Ihr Interesse und die Absicht, in bescheidenem Ausmaße den Gründungstag heute in einer Vorfeier zu der demnächst in Bremen stattfindenden Hauptversammlung mit uns begehen zu wollen. Zu meiner Freude darf ich außer alten Bekannten und Freunden die Herren der hohen Reichsbehörden, des Reichswehrministeriums, der Marineleitung, des Reichsamtes für Luft- und Kraftfahrwesen, des Reichsarbeitsministeriums, des Auswärtigen Amtes, des Reichspostministeriums begrüßen.

Im November 1911 war eine Versammlung der »Göttinger Vereinigung für angewandte Mathematik und Physik« nach Göttingen einberufen. Bei der Tagung entstand der Wunsch, eine Gesellschaft zu gründen, die sich mit den Fragen der Wissenschaft und Technik der Luftfahrt eingehend befasse. — Es ist Ihnen vielleicht bekannt geworden, daß wir die Gegenüberstellung »Wissenschaft und Technik« ausgemerzt haben, denn einen Gegensatz zwischen Wissenschaft und Technik gibt es nicht mehr; er mag vor vielen Jahren bestanden haben; heute ist die Technik eine Wissenschaft. Anregungen zu der Gründung gingen ganz besonders von den Herren Geh.-Rat von Böttinger, Euler, Prof. Prandtl, Staatssekretär Albert, Geh.-Rat Veith und Geh.-Rat Hergesell aus. Die Göttinger Vereinigung unter Führung von Herrn Geh.-Rat Dr. Klein übernahm das Mandat, diejenigen Schritte zu tun, die geeignet und notwendig erschienen, eine derartige Organisation herbeizuführen.

Die Gründung der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik« erfolgte am 3. April 1912 im Herrenhause zu Berlin unter dem Vorsitz Seiner Königlichen Hoheit des Prinzen Heinrich von Preußen. Anwesend waren über hundert Personen. Die Gesellschaft wurde »Wissenschaftliche Gesellschaft für Flugtechnik E. V.« (WGF) genannt. Ehrenvorsitzender wurde Seine Königliche Hoheit Prinz Heinrich von Preußen. An der Aussprache, die sich an die Referate von Geh.-Rat von Böttinger und Prof. Prandtl anschloß, nahmen ganz besonders teil: Major von Parseval, Dr. Lanz, Prof. Wachsmuth, Geh.-Rat Hergesell, Admiral von Hollmann, Hauptmann Hildebrandt, Geh.-Rat Bendemann, Geh.-Rat Albert und Schütte. Wenn Luftfahrer zusammenkommen, platzen die Meinungen oft erfrischend scharf aufeinander; trotzdem wurde eine Einigung bald erzielt, so daß Prinz Heinrich das Ergebnis an den Kaiser telegraphieren konnte, der aus dem Achilleion antwortete:

»Meinen besten Dank für die Meldung von der Konstituierung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik unter Deinem Vorsitz. Ich werde die bedeutsame Arbeit der Gesellschaft mit lebhaftem Interesse begleiten und ihr tunlichste Förderung zuteil werden lassen.«

Ich glaube, annehmen zu dürfen, daß auch die neue Regierung der Wissenschaftlichen Gesellschaft tunlichste Förderung angedeihen läßt. Hierfür möchte ich meinen Dank zum Ausdruck bringen.

In der Gründungsversammlung wurde ein Geschäftsführender Ausschuß mit dem Zwecke gebildet, die Satzung der neuen Gesellschaft auszuarbeiten.

Anschließend an die geschäftliche Sitzung fand die erste wissenschaftliche Sitzung im Herrenhause unter Leitung von Prof. Prandtl statt, der leider heute verhindert ist.

Am 4. Mai 1912 trat unter dem Vorsitz des Prinzen Heinrich der »Arbeitsausschuß« zusammen und legte die Grundzüge der Satzung fest. Ferner wurde hierbei der »Wissenschaftlich-Technische Ausschuß« geschaffen, dessen Aufgaben gleichfalls festgelegt wurden. Der Arbeitsausschuß wählte als Geschäftsführenden Vorstand die Herren Geh.-Rat von Böttinger, Prof. von Parseval und Prof. Prandtl. Die Geschäftsführung wurde Herrn Bejeuhr vom Luftfahrerverband übertragen. Zur Geschäftsstelle wurden die Räume des Kaiserlichen Aero-Klubs, Berlin W, Nollendorfplatz 3, bestimmt.

Der »Wissenschaftlich-Technische Ausschuß« wurde von Prof. von Parseval geleitet. Er bestand aus folgenden Unterausschüssen:

Zur Beurteilung von Erfindungen,
für literarische Auskünfte,
für Aerodynamik,
für Motoren,
für konstruktive Fragen,
für medizinische und psychologische Fragen,
zur Vereinheitlichung der Fachsprache,
für Meßwesen,
für Aerologie,
für luftelektrische Fragen.

Man hat also schon damals ein sehr reichhaltiges Programm aufgestellt, und es ist gelungen, dieses Programm zum großen Teil zu verwirklichen.

Die erste ordentliche Mitgliederversammlung fand vom 24. bis 26. November 1912 in Frankfurt a. M. unter dem Vorsitz von Geh.-Rat von Böttinger statt. Es wurden fünf Vorträge gehalten.

Zwischen der ersten und zweiten Hauptversammlung wurde der Vertrag mit den Herausgebern der »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt« Ing. Vorreiter und der Firma R. Oldenbourg, München, betreffs Übernahme der Zeitschrift als Organ der Gesellschaft abgeschlossen. Ferner wurden Vereinbarungen mit den Reichs- und Landesbehörden, sowie mit dem Kuratorium der Nationalflugspende getroffen, wonach die bei diesen Stellen eingehenden Erfindungsgesuche auf dem Gebiete der Luftfahrt von einem Ausschuß der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik« begutachtend erledigt werden sollten.

Die zweite ordentliche Mitgliederversammlung wurde vom 4. bis 7. Juni 1913 in Berlin unter dem Vorsitz von Geh.-Rat von Böttinger abgehalten. Es wurden sieben Vorträge gehalten. Sitzungen der Unterausschüsse und des Vorstandes fanden im Hotel Adlon statt. Am nächsten und übernächsten Tage folgten Vorträge in der Aula der Technischen Hochschule Charlottenburg. Es wurden besichtigt die Optische Anstalt Goerz, die Gesellschaft für drahtlose Telegraphie, die Maschinenfabrik Ludwig Loewe & Co. und die Norddeutsche Gummi- und Guttaperchafabrik. Im Hotel Adlon fand ein Festessen statt. Auch das Preußische Aeronautische Observatorium in Lindenberg wurde unter Führung von Geh.-Rat Aßmann besichtigt, der inzwischen leider verstorben ist.

Am 7. Juni wurde eine Internationale Ballonwettfahrt, veranstaltet vom Berliner Verein für Luftschiffahrt, ausgefahren.

Am 9. Juni wurde dem Ehrenvorsitzenden und seiner hohen Gemahlin zum 25jährigen Ehejubiläum eine Ehrengabe überreicht.

Die dritte ordentliche Mitgliederversammlung tagte vom 26. bis 29. April 1914 in Dresden in der Aula der Technischen Hochschule unter dem Vorsitz von Geh.-Rat von Böttinger. Es wurden acht Vorträge gehalten, denen Seine Majestät der König von Sachsen beiwohnte.

Die Mitgliederzahl betrug bereits über 400. Der Name der Gesellschaft wurde in »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt E. V.« (WGL) geändert. Der Präsident des Sächsischen Vereins für Luftfahrt, Exzellenz von Laffert, begrüßte die Erschienenen. An die Versammlung schlossen sich ein Wohltätigkeitsmatinee Dresdener Künstler, Besichtigung des Dresdener Flugplatzes und der Doppelluftschiffhalle an. In dieser lagen die Militärluftschiffe Z 7 und P L 6, die unter Führung von Hauptmann Dinglinger und Dr. Rotzoll zu mehreren Fahrten aufstiegen. Viele Offiziersflieger waren zum ersten Male mit dem Flugzeug zur Tagung nach Dresden gekommen. Die Fabrik Ernemann wurde unter Führung von Kommerzienrat Ernemann besichtigt. Daran schloß sich eine Automobilfahrt nach der Bastei, veranstaltet vom Königlich Sächsischen Automobilklub, wobei der Präsident, Geh.-Rat Niethammer, die Erschienenen begrüßte.

1915, 1916 und 1917 fielen die Tagungen wegen des Krieges aus. Sie sind aber der guten Ordnung halber lt. Beschluß der Münchener Tagung, Sept. 1921, später mitgezählt worden.

Die vierte (siebte) ordentliche Mitgliederversammlung wurde in den Tagen vom 16. bis 18. April 1918 in Hamburg unter dem Vorsitz von Geh.-Rat von Böttinger einberufen. Am 16. April fanden Sitzungen der Unterausschüsse und des Vorstandes im Hotel »Vier Jahreszeiten« in Hamburg statt. Am 17. und 18. April folgten zehn Vorträge im Weißen Saal des Curio-Hauses.

Aus militärischen Gründen wurde die Aussprache über die Vorträge sehr beschränkt. Im geschäftlichen Teil erstattete der Vorsitzende darüber Bericht, daß die »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt« an den Sitzungen des eingesetzten Arbeitsausschusses für die Deutsche Luftfahrt« (ADL) teilnehmen sollte. Die Gesellschaft kam aber zu dem Ergebnis, daß es bei der Eigenart ihrer Aufgabe doch im Interesse der Gesellschaft richtiger erscheine, sich an eine Vereinigung, deren einzelne Gruppen in erster Linie Sport- und Wohlfahrtsaufgaben haben, nicht fest zu binden und anzuschließen und — wie dies die meisten wissenschaftlichen Gesellschaften nicht getan haben — damit Verpflichtungen zu übernehmen, die ihrer Aktions- und Bewegungsfreiheit hätten hinderlich sein können.

Es ist also durchaus keine Überhebung — wie es von verschiedenen Stellen gedeutet wurde —, wenn die »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt« dem unlängst gebildeten Verbande auch heute noch fernsteht, sondern lediglich das Bestreben, neutral zu bleiben, und die rein neutrale Wissenschaft nach jeder Richtung hin zu fördern.

Die fünfte (achte) ordentliche Mitgliederversammlung erledigte sich vom 9. bis 12. Dezember 1919 im Flugverbandhaus in Berlin unter dem Vorsitz von Geh.-Rat von Böttinger. Es wurden acht Vorträge gehalten, an die sich wieder verschiedene Besichtigungen anschlossen.

Die »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt« hatte zum 70. Geburtstag von Geh.-Rat von Böttinger eine Adresse mit Autogrammen überreicht, wofür er seinen innigen Dank aussprach. Der Geschäftsführer, Ingenieur Bejeuhr, war während des Krieges gestorben. Vorübergehend hatte die Geschäftsführung freundlicherweise Prof. von Parseval übernommen. Ihn löste im Jahre 1918 Reg.-Baumeister Schröter ab, und im Juni 1919 wurde Hauptmann a. D. Krupp zum Geschäftsführer berufen. Die vielseitige Tätigkeit des Herrn Hauptmann Krupp ist Ihnen allen bekannt.

Ich möchte nicht verfehlen, bei Gelegenheit des zehnjährigen Stiftungsfestes, Ihnen, Herr Hauptmann Krupp (zu Herrn Krupp), den aufrichtigen Dank der Gesellschaft für Ihre Tätigkeit auszusprechen, für eine Tätigkeit, für die Sie hoffentlich demnächst auch dasjenige materielle Äquivalent bekommen werden, das Sie verdienen.

Der jetzige Geschäftsführer übernahm gleichzeitig die Schriftleitung der »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt.« Die Beziehungen zwischen dem Verlage Oldenbourg und der WGL sind gut, und ich hoffe, daß dieses Verhältnis sich auch fernerhin bewähren wird.

Die Unterausschüsse konnten aus leicht begreiflichen Gründen während des Krieges keine produktive Arbeit leisten. Der »Technisch-Wissenschaftliche Ausschuß« ist inzwischen überflüssig geworden, weil jetzt genügend wissenschaftliche Herren im Gesamtvorstand sitzen, die diese Fragen lösen können, auch ist, wie gesagt, der Ausdruck »technisch-wissenschaftlich« inzwischen ausgemerzt worden.

Die Gesellschaft zählte Anfang 1919 482 Mitglieder und war ständig im Wachsen begriffen.

Geh.-Rat von Böttinger, der sich außerordentliche Verdienste um unsere Gesellschaft erworben hatte, glaubte, daß er den neuen Zielen der Gesellschaft nicht mehr in der Weise entsprechen könnte, wie er es gern wollte; er glaubte zu alt zu sein. Er legte infolgedessen den Vorsitz nieder und an Stelle des vorhandenen Vorstandes wurden gewählt: Major Wagenführ, Prof. Prandtl und Geh.-Rat Schütte. Geh.-Rat von Böttinger wurde zum ersten Ehrenmitglied der Gesellschaft ernannt. Leider ist er bald darauf gestorben. Prof. Prandtl hat ihm einen ehrenden Nachruf in unserer Zeitschrift gewidmet.

Wir haben nicht verfehlt, auf der letzten ordentlichen Versammlung in München (1921) einen weiteren, um die technische Wissenschaft hochverdienten Mann zum Ehrenmitgliede unserer Gesellschaft zu ernennen: Geh.-Rat Prof. Dr.-Ing. e. h. Müller-Breslau.

Herr Geheimrat (zu Herrn Geh.-Rat Müller-Breslau), wir haben uns von München aus erlaubt, Ihnen telegraphisch unseren ergebensten Dank und unsere Glückwünsche zum Ausdruck zu bringen. Ich darf sie von dieser Stelle aus wiederholen. Wir alle wissen, wie groß Ihre Verdienste um die Technik sind, insbesondere um die Statik, und wie wertvoll Ihre Erkenntnisse, die Sie der breitesten Öffentlichkeit nicht vorenthielten, gerade für die Luftfahrt, für die Konstruktion unserer Luftschiffe und Flugzeuge wurden. Darf ich mir heute erlauben, Ihnen das Ehrendiplom unserer Gesellschaft zu überreichen, welches Sie mehr als reichlich verdient haben. (Lebhafter Beifall).

Die sechste (neunte) ordentliche Mitgliederversammlung fand am 13. bis 16. Oktober 1920 in der Aula der Technischen Hochschule Charlottenburg statt, der Begrüßungsabend im Aeroklub von Deutschland, das Festessen im großen Saale des Flugverbandhauses. Es wurden acht Vorträge gehalten. Die Mitgliederzahl betrug 530.

Die früheren Jahrbücher der WGL wurden kostenhalber eingestellt und es traten dafür seit 1920 die »Berichte und Abhandlungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt« an ihre Stelle.

Das Budget der Gesellschaft hat sich zu unserer großen Freude gehoben, und wir hoffen, daß es sich weiter heben wird. Wenn sich auch zurzeit die Einnahmen und Ausgaben nicht ganz decken, so hoffen wir doch, demnächst dahin zu kommen, daß wir in einer Vorbilanz Deckung erhalten. Ich bin grundsätzlich der Ansicht, daß die WGL dahin kommen muß, daß sie nicht mehr vom Kapital lebt. Besonders in der jetzigen Zeit erscheint mir das sehr wichtig.

Es wurde die Vergrößerung der Geschäftsstelle vorgenommen, ein Archiv und eine Luftfahrtbücherei geschaffen, der Navigationsausschuß unter Prof. Berson — den ich ebenfalls hier begrüße — eingesetzt, ferner die Kommission zur Prüfung der Vorträge, ein Ausschuß für Hochschulreform. Sodann erfolgte die Bildung des Ausschusses für Segelflugwettbewerb in der Rhön unter Dr. Rumpler, den wir ebenfalls den Vorzug haben, hier zu sehen. Es wurden monatliche Sprechabende im Flugverbandhause, also hier, abgehalten, die sich stets einer großen Besucherzahl erfreuten. Die WGL wurde Mitglied des »Deutschen Verbandes Technisch-Wissenschaftlicher Vereine«. Die Besichtigung der Zeppelinwerke in Staaken mit dem neuesten Riesenflugzeug und der Funkenstation in Nauen ist uns allen noch in lebhaftester Erinnerung. Außerdem wurden die Anlagen der Filmgesellschaft Union in Tempelhof besucht.

Meine Herren! Es ist dem Vorstande gelegentlich der Vorwurf gemacht worden, daß die Besprechung der Vorträge nicht zu ihrem Recht gekommen sei. Ja, meine Herren, Sie haben seinerzeit darum gebeten, daß die Vorträge höchstens 40 Minuten dauern sollten, und wir haben danach unser Programm aufgesetzt. Wenn aber ein Vortrag statt 40 Minuten



80 oder gar 90 Minuten dauert, so daß die vorgesehene Zeit um 100 und mehr Prozent überschritten wird, so ist es mir, da der Tag immer noch 24 Stunden hat, nicht möglich, die durch den Vortrag vorweggenommene Zeit wieder einzuholen. Wenn die Herren also die Güte haben, die 40 Minuten einzuhalten, so wird auch die Aussprache zu ihrem Rechte kommen.

Die siebente (zehnte) ordentliche Mitgliederversammlung war vom 4. bis 8. September 1921 in der Aula der Technischen Hochschule in München unter dem Ehrenvorsitz Seiner Königlichen Hoheit des Prinzen Heinrich von Preußen einberufen. Es wurde über die Tätigkeit der Kommissionen berichtet, die alle fleißig gearbeitet hatten. — Die monatlichen flugtechnischen Sprechabende sind beibehalten worden. Bei der Versammlung wurden acht Vorträge gehalten. Die Mitgliederzahl war auf 570 gestiegen.

Die nächste (also elfte) ordentliche Mitgliederversammlung wird vom 17. bis 21. Juni ds. Js. in Bremen stattfinden. Sie ist vielversprechend. Es wird natürlich manches vom Wetter abhängen. Der Norddeutsche Lloyd hat sich bereit erklärt, uns kostenlos von Bremen nach Norderney und zurück zu fahren, was sonst M. 500 für jeden einzelnen kosten würde. Ich möchte Sie bitten, sich recht zahlreich zu beteiligen.

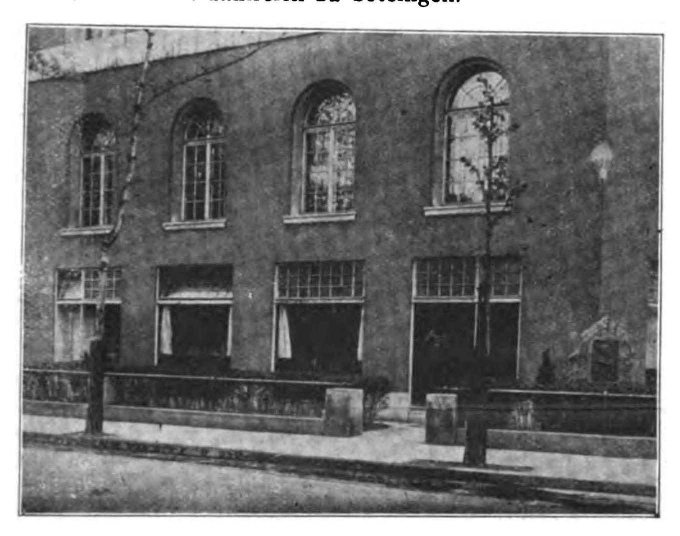


Abb. 1. Geschäftsstelle der WGL im Flugverbandhaus. Ansicht Schöneberger-Ufer 40 pt.

Gelegentlich meines letzten Aufenthaltes in Amerika im Februar und März ds. Js. habe ich in verschiedenen Zeitungen Notizen über den Rhön-Segelflug-Wettbewerb gelesen. Auch soll irgendwo in einer französischen Zeitung ein Artikel veröffentlicht sein, wonach wir Deutschen bereits motorlos flögen, so daß eine erneute Invasion von etwa einer Million motorlos fliegender Deutscher höchst wahrscheinlich jenseits der Vogesen in Aussicht stände. (Heiterkeit!) Sie sehen also, meine Herren, daß die Betätigung in der Rhön überall großes Interesse erweckt hat. Die »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt« hat sich in Anbetracht der großen Wichtigkeit, die solch motorloser Segelflug hat, mit der Bitte um Unterstützung an den Herrn Reichsverkehrsminister gewandt. Herr Ministerialdirektor Bredow, den hier zu begrüßen ich ebenfalls die Ehre habe, hat unser Gesuch unterstützt, so daß uns M. 300 000 zur Verfügung gestellt sind. Seine Exzellenz der Herr Verkehrsminister knüpfen allerdings an die Bewilligung dieses Betrages die Bedingung, daß nicht nur die Rhön-Segelflug-Kommission, sondern auch die »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt« für die Verwendung der aus Reichsmitteln gewährten Beihilfe die Verantwortung trägt. Sowohl die Bewilligung als auch die an ihr gestellten Bedingungen sind für unsere Gesellschaft höchst erfreulich.

Dankbar gedenken möchte ich bei dieser Gelegenheit der Frankfurter Herren und der »Südwestgruppe des deutschen Luftfahrerverbandes«, die unter dem Ehrenschutz der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt« auch in diesem Jahre wieder die Ausschreibung des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1922 vorgenommen haben.

Nach meiner Rückkehr aus Amerika habe ich gelesen, daß inzwischen der »Deutsche Luftfahrt-Verband« gegründet worden ist, und daß Herr Senator und Bürgermeister a. D. Buff, Bremen, den Vorsitz übernommen hat. Ich habe unlängst mit ihm über die Gründe gesprochen, die für die »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt« maßgebend sind, dem Verbande nicht beizutreten. Herr Senator Buff hatte die Güte, meine Ausführungen zu würdigen und als richtig anzuerkennen.

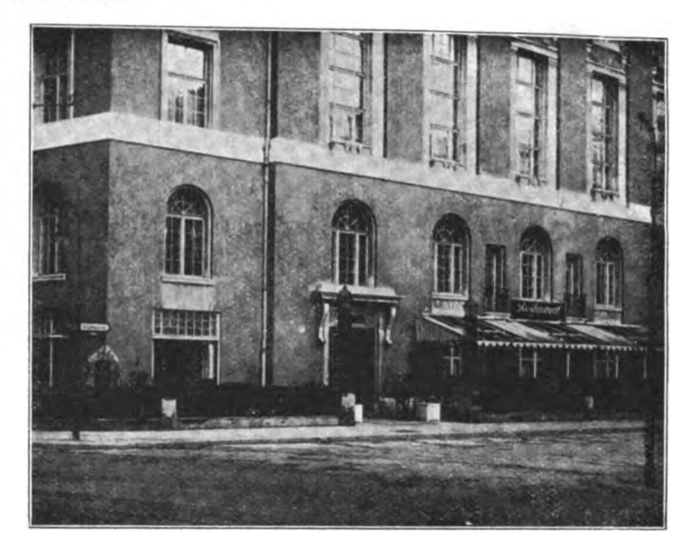


Abb. 2. Geschäftsstelle der WGL im Flugverbandhaus. Ansicht Blumeshof 17 pt.

In den »Nachrichten für Luftfahrer« ist betont worden, daß mit dem Luftfahrtverbande eine Stelle geschaffen sei, die nunmehr der Reichsregierung Gelegenheit gäbe, mit ihr zu verhandeln. Selbstverständlich ist der Verband eine solche Stelle, in der maßgebende Kräfte vereinigt sind. Anderseits aber darf ich darauf hinweisen, daß auch in der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt« ein solcher Faktor vorhanden ist. Bisher waren die Beziehungen zwischen dem Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen und unserer Gesellschaft, ich darf wohl sagen, sehr gute, und ich möchte den Wunsch aussprechen, daß auch in Zukunft der bisherige Verkehr der alte und gute bleiben möge.

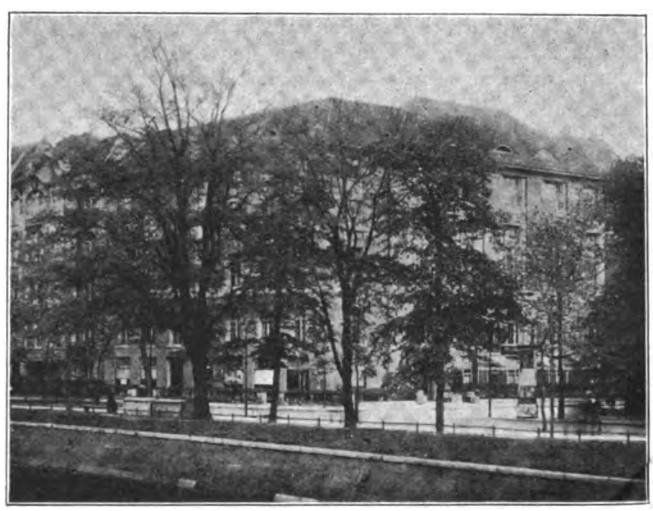


Abb. 3. Gesamtansicht des Flugverbandhauses.

Ferner wurde von Herrn Ursinus, Frankfurt, — allseits durch den Segelflug-Wettbewerb bekannt, — an uns das Gesuch gerichtet, in unserer Gesellschaft eine Kommission für das Forschungsgebiet des Tierfluges zu bilden. In ihr sollen alle diejenigen Kräfte, die auf diesem Gebiete tätig sind, unter der Führung der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt« zur einheitlichen Arbeit zusammengefaßt werden. Ich begrüße diese Anregung des Herrn Ursinus, für die ich danke, deshalb besonders, weil sie beweist, daß die Frankfurter Herren gern mit uns zusammen arbeiten.

Ferner möchte ich noch der Nationalflugspende meinen Dank dafür zum Ausdruck bringen, daß auch sie uns unterstützt hat. Vielleicht haben Sie, Herr Staatssekretär Albert, die Güte, diesen unseren Dank der Nationalflugspende zu übermitteln.

Kleinere Beträge sind uns von der Notgemeinschaft zur Verfügung gestellt worden, u. a. M. 5000 für eine Arbeit des Herrn Prof. Wiegand über lufttechnische Probleme. Auch hier können wir einen erfreulichen Fortschritt buchen.

Sie sehen also, daß die Wünsche, die bei der Gründung vor zehn Jahren ausgesprochen wurden, sich zum größten Teil erfüllt haben, und ich möchte der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt« nur wünschen, daß sie sich weiter so entwickelt, wie sie es nach dem Kriege getan hat, d. h. zu einer Stätte regster wissenschaftlicher Betätigung, zum Heil und zum Wohl unseres geliebten Vaterlandes. (Beifall).

Reden

beim Festessen am 3. April 1922 im Flugverbandhaus, Berlin.

Ministerialdirektor Bredow: Der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt darf ich die herzlichsten und aufrichtigsten Glückwünsche des Herrn Reichsverkehrsministers aussprechen in der Hoffnung und festen Erwartung, daß die Wissenschaftliche Gesellschaft auch in Zukunft, wie bisher in ihrer zehnjährigen Tätigkeit, der Sammelpunkt der führenden Geister der deutschen Luftfahrt und die führende wissenschaftlich-technische Zentralstelle für die Weiterentwicklung des deutschen Flugwesens sein wird.

Schon in ihrer Gründungstagung wurde das enge Zusammenarbeiten zwischen Praxis und Wissenschaft als die unentbehrliche Grundlage einer erfolgreichen Tätigkeit der Wissenschaftlichen Gesellschaft bezeichnet. Auf dieser Grundlage haben Sie Ihre großen Erfolge erzielt; auf dieser Grundlage haben Sie aber auch in den letzten Jahren gerade für die Jugend mit großem Erfolge gearbeitet.

Auf Ihrer Tagung im Jahre 1919 richtete der Herr Reichsverkehrsminister, Exzellenz Groener, an Sie die Bitte, bei aller Ihrer Tätigkeit und Beschäftigung der deutschen Fliegerjugend nicht zu vergessen und auch ihrer Interessen sich anzunehmen. Sie haben dies mit warmem Herzen und, wie gesagt, mit großem Erfolge getan in Erweiterung Ihres Arbeitsgebietes durch praktische Arbeit und Organisation auf dem Gebiet des motorlosen Fluges. Der Segel- und Gleitflug, dessen auch der Herr Vorsitzende in seiner Begrüßungsrede Erwähnung tat, führt mitten in Ihre Arbeitswelt hinein, er verbindet Vergangenheit und Gegenwart, er führt uns von der bahnbrechenden Tätigkeit des Altmeisters Lilienthal zu der flugfreudigen, opferwilligen Tätigkeit der deutschen Fliegerjugend auf der Rhön und jetzt auch in anderen Gegenden des deutschen Vaterlandes, zu den großen Erfolgen, die die deutsche Fliegerjugend im vergangenen Jahre gezeitigt hat, die die warmherzige Anerkennung des Vaterlandes und die weitgehende Beachtung und Bewunderung auch des Auslandes gefunden haben.

Meine Herren! Auf Ihrer Gründungstagung wurde auch das Wort ausgesprochen: Es sei notwendig, den Flugverkehr aus dem Reich der Phantasie in das Reich der Wirklichkeit zu führen. Es gibt so manchen, der gerade bei dem Segel- und Gleitflug und bei den Wünschen und Hoffnungen, die hieran geknüpft werden, das Reich der Phantasie in weitem Maße für gegeben hält. Auch diese Tätigkeit in das Reich der Wirklichkeit überzuführen, das ist die Aufgabe der flugfreudigen deutschen Jugend, aber auch die Aufgabe der Wissenschaftlichen Gesellschaft, deren Hilfe wir dabei nicht entbehren können.

Meine Herren! Zweifel können bestehen, ob alle Wünsche, insbesondere der erfüllt werden, daß das Segelflugzeug als solches ein allgemein brauchbares Verkehrsmittel werden wird, oder ob dies nur zu erreichen ist, wenn ein leichter kleiner Motor als Hilfsmittel beigegeben wird. — Meine Herren! Wer will nicht hoffnungsfreudig sein, wenn er daran denkt, wie der motorische Flug sich zunächst anließ und auf welcher Höhe er heute steht — das wird jedenfalls auch der Kritiker mit Zuversicht erhoffen, daß durch die Tätigkeit auf dem Gebiet des Segelflugwesens Kenntnisse und Erfahrungen in Ausnutzung der Luftkräfte gesammelt werden, die auch dem auf motorischer Kraft beruhenden Verkehr dadurch zugute kommen werden, daß der Betrieb billiger und damit wirtschaftlicher gestaltet wird. Damit würde das Endziel näher gerückt, daß der Luftverkehr nicht bloß ein Verkehrsmittel für Wohlhabende ist, sondern daß er auch Gemeingut des Volkes wird.

Bei Ihrer Gründungstagung wurde auch das Wort von der Macht der Wissenschaft betont. Meine Herren! Die Macht der Wissenschaft, verkörpert auf dem Gebiet des Flugwesens gerade durch die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, hat die Grundlage gegeben, auf der im Kriege die deutsche Industrie die Flugzeuge herausbrachte, die unseren Heldenfliegern ihre hervorragende Tätigkeit ermöglichten. Die deutsche Wissenschaft, die sich immer weiter vertieft und gerade in den jetzigen ernsten Zeiten bahnbrechend gewirkt hat, wird uns die Zukunft noch notwendiger sein, als sie es bisher gewesen ist. Meine Herren, wie lagen die Verhältnisse bei der Gründung Ihrer Gesellschaft, und wie sind sie jetzt? Bei Ihrer Gründung Deutschland auf der Höhe seiner Machtstellung, alle Bestrebungen, alle Wünsche fanden freies, ungehemmtes Feld für ihre Entwicklung. Es bestand nicht die Gefahr einer Verkümmerung wegen beschränkter Möglichkeit, sich zu entfalten, sondern es bestand die Gefahr der Zersplitterung der Kräfte, der Vergeudung der Kräfte. Damals hat sich die Wissenschaftliche Gesellschaft der Sammlung der Kräfte angenommen, die Arbeiten vertieft und dadurch so hervorragende Ergebnisse erzielt. Heute, meine Herren: Deutschland zusammengebrochen, zusammengebrochen durch die Auswirkungen des unglücklichen Krieges, durch die Auflagen, die die Entente ihm auch auf friedlichem Gebiet gemacht hat, Deutschland ledig seiner militärischen Luftfahrt, eingeengt auf manchem wirtschaftlichen Gebiet, am härtesten beschränkt und gefesselt auf dem Gebiet des Luftfahrwesens. Hier die Schwierigkeiten zu überwinden, dazu ist die Macht der Wissenschaft unentbehrlich.

Meine Herren! Nachdem das Gebot des Versailler Friedens, die Aufhebung der deutschen Militärluftfahrt, so schwer und schmerzlich es war, erledigt ist, hat das deutsche Volk ein Recht darauf, in der zivilen Luftfahrt frei und unbehindert im Wettbewerb mit anderen Völkern zu stehen und in dieser Beziehung nicht behindert zu werden. Ob das Recht uns wird, ob es uns alsbald wird, das wissen wir nicht. Meine Herren! Wenn es uns nicht wird, wenn die Schranken bleiben, dann ist die Aufgabe und die Lage der Industrie und des hierauf zu gründenden deutschen Luftverkehrs besonders schwierig. Ich habe mit so manchem von Ihnen über diese Frage gesprochen in der Richtung, auf welchen Grundlagen die deutsche Luftfahrt und der hierauf gegründete deutsche Luftverkehr erhalten werden könne. Dabei handelt es sich für mich nicht um eine Erhaltung nur für einige Jahre, sondern derart, daß wenn die noch bestehenden Schranken einmal fallen, dann auch das deutsche Luftverkehrswesen in sich selber genügend gefestigt ist, um kräftig emporschnellen und mit sicherer Aussicht auf Erfolg wieder in den vollen Wettbewerb mit den anderen Ländern eintreten zu können.

Meine Herren! Wenn bei der Erörterung dieser Verhältnisse die Besorgnis zum Ausdruck kam, daß die Freiheit der Entfaltung, wie wir sie als gerecht empfinden und erhoffen, nicht gegeben werden würde, wurde auch von tief patriotisch empfindenden Männern die Unmöglichkeit betont, die Industrie des deutschen Luftfahrzeugbaues in Deutschland allein lebens- und entwicklungsfähig zu erhalten. Die Notwendigkeit dränge sich, wurde bemerkt, unwiderstehlich auf, einen Teil der Tätigkeit ins Ausland zu verlegen; nur die Arbeit könne erfolgreich sein, die die Ergebnisse der Wissenschaft voll ausnütze. Könne dies in Deutschland nur beschränkt geschehen, so müsse aus wirtschaftlichen, aber auch aus technischen Gründen ein Teil der Tätigkeit ins Ausland verlegt werden. Mit Recht wurde ausgeführt: Nur wenn die Ergebnisse der deutschen wissenschaftlichen Forschung im Feuer der Praxis erprobt und die hierbei gewonnenen Erfahrungen der Wissenschaft für den weiteren Ausbau zur Verfügung gestellt würden, könne die deutsche Wissenschaft auch in Zukunft dauernd erfolgreich arbeiten. Das Ziel müsse sein, wenn auch die ausübende Tätigkeit zum Teil im Ausland sein werde, die wissenschaftliche schöpferische Tätigkeit in Deutschland zu erhalten, so daß sie, kräftig gestützt und gefördert von der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, auf der Bahn ihrer Erfolge vorwärts schreite.

Meine Herren! Hierin liegt für Sie die Aufgabe einer hochpatriotischen Tat. Sie müssen helfen das Wort wahr zu



machen »Nicht nur das Herz bleibt in Deutschland, sondern auch der Geist, unser schöpferischer Geist bleibt hier und findet hier den berufensten Widerhall«.

Meine Herren! Ich kann die Zuversicht aussprechen, daß es auf dieser Grundlage gelingen wird, wenn auch manche schmerzlichen Opfer gebracht werden müssen, die deutsche Luftfahrzeugindustrie und den hierauf gegründeten Luftverkehr so zu erhalten, daß, wenn die Freiheit eintritt, sie zum Wettbewerb mit den anderen Mächten gerüstet ist. Daß dies geschehen wird, dafür bürgt Ihre Tätigkeit, dafür bürgen auch die Grundlagen, welche die Gründer Ihrer Gesellschaft gegeben haben.

Meine Herren! Es ist Ehrenpflicht, dieser Gründer hier zu gedenken, mit Stolz und Wehmut derer, die nicht mehr unter uns weilen, mit freudigem Stolz derer, die noch unter uns weilen und ihre Arbeiten den Interessen der Gesellschaft widmen können.

Meine Herren! Ich kann meine Ausführungen nicht besser zusammenfassen, als in die Worte: Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, das deutsche Vaterland bedarf Deiner jetzt mehr als je. Stehe mit allen Deinen Mitgliedern, mit aller Deiner Schaffenskraft und Deiner Wissenschaft selbstlos, treu und unverzagt zur zivilen deutschen Luftfahrt — eine militärische können wir nicht haben — zum Besten unseres Vaterlandes. In diesem Sinne, meine Herren, spreche ich Ihrer Gesellschaft die herzlichsten Glückwünsche auch der Reichsregierung aus und bitte Sie alle, anzustoßen auf das Blühen und Gedeihen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt zum Besten unseres Vaterlandes. Sie lebe hoch!

Major Wilberg: Der Reichswehrminister, der zu seinem Bedauern dienstlich von Berlin abwesend ist, hat mich beauftragt, Ihnen zum heutigen Tage die besten Grüße und die besten Wünsche für ein weiteres erfolgreiches Arbeiten zu überbringen.

Gestatten Sie mir, daß ich im Anschluß daran, nicht als Vertreter des Reichswehrministeriums, sondern als Soldat und als Angehöriger der ehemaligen deutschen Fliegertruppe einige Worte sage.

Zu einer glücklicheren Zeit, nach einem besseren Ausgang des Weltkrieges würde am heutigen Tage hier, dem Beispiel der großen Luftmächte folgend, eine hohe militärische Persönlichkeit der Luftstreitmacht stehen und Ihnen ein hohes Lied von der Bedeutung der Luftstreitmacht, von der weltpolitischen Bedeutung der Luftfahrt im allgemeinen singen. Das ist heute nicht möglich. Unsere Gegner haben uns die Berechtigung dazu genommen, indem sie uns im Vertrag von Versailles aus Furcht vor unserer Überlegenheit zur Luft diese Waffe nahmen. Diese Möglichkeit wird auch, solange der Versailler Vertrag besteht, nicht wieder für uns gegeben sein. Es kann kein Zweifel darüber bestehen, daß das Aufziehen einer militärischen Luftwaffe in irgendeiner Form nicht möglich ist. Auch nicht im Geheimen, wie manche Idealisten und Phantasten in Deutschland glauben und wie das Ausland aus anderen Erwägungen heraus es immer wieder als wahr hinstellen möchte. Solches Beginnen wäre ja auch ein Wahnsinn angesichts der ungeheuren Luftrüstungen, die unsere Gegner betreiben. Wir wissen, daß in einem solchen Falle uns Frankreich an einem Tage mit annähernd der dreifachen Zahl von Flugzeugen überfallen könnte, wie wir sie am Schluß des Krieges an der gesamten Ost- und Westfront und sonstwo gehabt haben.

Ich muß es mir daher versagen, über die Bedeutung der Luftstreitmacht in Gegenwart und Zukunft zu reden. Über eines aber darf ich reden, auch als Soldat, ohne gegen den Versailler Vertrag zu verstoßen und ohne das Mißtrauen irgendwelcher Kontrollkommission zu erwecken: Über die Vergangenheit! Und so lenke ich Ihren Blick zurück bis zu den Anfängen der deutschen Fliegerei und von da über die Tätigkeit und schnelle Entwicklung der Fliegerei vor dem Kriege bis zu der beispiellosen Höhe des deutschen Flugwesens am Schlusse des großen Krieges. Durch alle diese Jahre zieht sich ein enges Band gegenseitigen Vertrauens und gemeinsamer Arbeit zwischen Ihnen und der Armee. Schon bald nach ihrer Gründung hat sich die Wissenschaftliche Gesellschaft der Heeresverwaltung gegenüber freudig bereit erklärt, ihre Kraft und ihr Können in den Dienst der technisch-wissenschaftlichen Entwicklung des Flugzeuges zu stellen. Und während des Krieges haben wohl alle Ihre Angehörigen ausnahmslos in irgendeiner Form, sei es als Kämpfer über der Front oder an der Front oder in der Heimat, ihr Können und Wissen in den Dienst unserer Sache gestellt. Und nach dem Kriege hat die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt mit Auflösung der deutschen Fliegerwaffe in dankenswerter Weise, in bewußter Ablehnung und Abstreifung jedes Militärischen, das geistige Erbe unserer gemeinsamen wissenschaftlichen Arbeit übernommen.

Es ist mir am heutigen Abend ein besonderes Bedürfnis, noch einmal im Namen aller Angehörigen der ehemaligen deutschen Fliegertruppe unseren aufrichtigsten Dank für das zu sagen, was Wissenschaft und Praxis und eine opfer- und arbeitsfreudige Industrie uns im Kriege gegeben haben. Seien Sie versichert, daß jeder Offizier der stolzen deutschen Fliegertruppe sich stets dessen bewußt gewesen ist und sein wird, daß unsere trefflichen Erfolge über dem Feind, einem zahlenmäßig überlegenen Feind, gegenüber nur möglich waren, weil deutscher Wille, deutsche Wissenschaft und deutscher Fleiß uns eine überlegene Waffe in die Hand gedrückt haben.

Aber alles das ist einstweilen dahin. Unter dem Zwang von Versailles hat die deutsche Fliegertruppe ihre Waffe still und stolz (restlos) aus der Hand gegeben. Es ist nicht Soldatenart, über Vergangenes zu klagen; der Soldat ist ein Tatsachenmensch, er kennt seine Pflicht und tut auch so seinen harten Dienst. Aber im Soldaten lebt ein Herz, das uns kein Friedensvertrag und kein Feind nehmen kann, und in diesem Herzen, meine Herren, da lebt eine heilige Liebe zur Luft. Und mit ganzem Herzen und mit inniger Anteilnahme verfolgen wir Ihr Schaffen. Möge die deutsche Luftfahrt unter Ihrer bewährten Führung in dem friedlichen Kampfe um die Eroberung der Luft an der Spitze der Kulturvölker marschieren, und möge damit die deutsche Wissenschaft und die deutsche Luftfahrt erneut beweisen, daß auch heute noch in der Welt nicht rohe Gewalt und Kraft, sondern allein der Geist wahre Erfolge zeitigt.

In diesem Sinne leere ich mein Glas auf das Wohl der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. Sie lebe hoch!

Ministerialrat Thilo: Meine Herren! Ich überbringe den Gruß der Reichspostverwaltung an die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt. Zwar bin ich eigentlich des mir erteilten Auftrags, der Wissenschaftlichen Gesellschaft die besten Glückwünsche des Reichspostministeriums zu überbringen, durch die von Herrn Ministerialdirektor Bredow namens der Reichsregierung gesprochenen Worte ledig geworden. Aber ein Punkt ist mir doch auf dem Herzen geblieben: der Einfluß des Beschäftigungsgrades der Wissenschaftlichen Gesellschaft auf die Kosten der Postverwaltung. (Heiterkeit.) Ich hoffe, daß der Herr Vortragende es mir nicht übel nimmt, wenn ich hier versuche, seinen Vortrag zu ergänzen, indem ich allerdings nicht von den Kosten der Postverwaltung, sondern von ihrer Wohlfahrt spreche. Mit dem Beschäftigungsgrad der Wissenschaft hängt die Wohlfahrt der Post zusammen — ich meine nicht die finanzielle Wohlfahrt, sondern einfach die Wohlfahrt der Postverwaltung schlechthin —, weil die Postverwaltung sich glücklich fühlen kann, wenn sie durch die Wissenschaft in die Lage versetzt wird, ihre Pflicht gegenüber der Allgemeinheit zu erfüllen. Ihre Pflicht gegen die Allgemeinheit erfüllt sie dadurch, daß sie sucht, wie der Nachrichtenverkehr verbessert und beschleunigt werden kann. Dazu helfen aber die Beschäftigung und die Erfolge der Wissenschaft in so großem Maße, daß die Postverwaltung — ich bitte nun nicht zu sagen: »egoistisch, wie sie ist« — nur wünschen kann, es möge der Wissenschaftlichen Gesellschaft in ihren Erfolgen fernerhin so wohl gehen wie bisher.

Mit diesem Wunsche leere ich mein Glas.

Direktor Kasinger: Meine Herren! Namens und im Auftrage des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller habe ich die Ehre, der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt anläßlich der 10. Wiederkehr ihres Gründungstages die besten Wünsche der Industrie zu überbringen.

Die Herren Vorredner haben in ausgiebiger Weise die vorzügliche Arbeit, welche die Wissenschaftliche Gesellschaft in diesem Dezennium geleistet hat, gewürdigt. Ich kann mich daher sehr kurz fassen. Wenn Deutschland im Weltkriege auf dem Gebiete der Luftfahrt Bewundernswertes schaffen konnte, so war dies nur möglich durch den Umstand, daß Wissenschaft und Industrie in engster Gemeinschaft miteinander tätig waren. Für diese treue Mitarbeit, die auch nach dem unglücklichen

Ausgang des Krieges noch fortgesetzt worden ist, lassen Sie mich Ihnen den besten Dank der Industrie aussprechen.

Ich glaube nicht unbescheiden zu sein, wenn ich diesem Danke die Bitte anschließe, daß Sie auch fernerhin bereit sein möchten, uns mit derselben Treue auch fernerhin zur Seite zu stehen, um gemeinsam mit uns Probleme zu lösen, die noch ihrer Klärung harren. Die Praxis kann wohl Erfahrungen sammeln; sie richtig auszuwerten, wird nur gemeinsam mit Ihnen möglich sein.

Indem ich mich der angenehmen Hoffnung hingebe, keine Fehlbitte getan zu haben, bitte ich die anwesenden Vertreter von Industrie und Verkehr mit mir ihr Glas zu leeren auf das Blühen und Gedeihen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt — sie lebe hoch!

von Cornides: Das Bild, das gelegentlich des heutigen Abends von den Aufgaben und dem Wirken der Wissenschaftlichen Gesellschaft entworfen wurde, bedarf noch einer kleinen Ergänzung. Wie aus den Ausführungen Ihres Herrn Vorsitzenden hervorging, sind die Beziehungen zwischen der Gesellschaft und der »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt« annähernd ebenso alt wie die Geschichte der Gesellschaft. Nicht aus zufälligen Beobachtungen also, sondern aus langjährigen Erfahrungen kann ich als Verleger der Zeitschrift erklären, daß, wenn diese Veröffentlichung in der Zeit der Not aufrechterhalten blieb, wenn ihr Ansehen im Inland und im Ausland als publizistische Vertretung deutschen Flugwesens gewahrt wurde, dies in erster Linie auf die ideelle und materielle Unterstützung der Wissenschaftlichen Gesellschaft zurückzuführen ist. Diese Tatsache soll nicht unterschätzt werden. Es handelte sich nicht darum, den Bestand eines Unternehmens irgendwelcher Art zu sichern, sondern darum, daß in diesen unscheinbaren braunen Heften die Welt ein Zeugnis erhielt von dem Fortleben des Geistes, der das deutsche Flugwesen seinerzeit zu ungeahnten Erfolgen führte und der es in Zukunft wiederum zu Erfolgen führen wird.

Ich sage Ihnen im Namen meiner Firma für dieses Ihr Wirken den aufrichtigsten Dank. Gestatten Sie mir, auch die Hoffnung auszusprechen, daß der Gesellschaft weiterhin, wie bisher, eine Leitung erhalten bleibt, die mit weitem Blick, mit wirklichem Verständnis und mit tatkräftigem und energischem Wollen auch diesen Teil ihrer Aufgaben durchführt.

In diesem Sinne erhebe ich mein Glas und trinke auf das Wohl der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt.

Prof. Berson: Meine Herren! Als hoffentlich letzter nehme ich das Wort. Ich bitte Sie, nicht zu erschrecken. Der kleine Mann will nicht eine große Rede halten. Ich habe nur den Auftrag, obgleich selber Ihr Mitglied und Mitglied Ihres Vorstandsrates, Ihnen im Namen des Berliner Vereins für Luftfahrt die allerherzlichsten Glückwünsche darzubringen (Beifall), und Sie werden sich nicht darüber wundern. Der Berliner Verein für Luftfahrt hieß einmal: »Deutscher Verein zur Förderung der Luftschiffahrt«, und er ist der älteste Kristallisationspunkt, den wir überhaupt im Deutschen Reiche haben für alle Interessen und alle Bestrebungen auf dem Gebiete der Luftfahrt. Er ist im Jahre 1881 gegründet worden, zu einer Zeit, als das als rein phantastisches Gebilde überall verspottet wurde.

Und ein zweites gibt uns das Recht dazu, der Ehrenpflicht zu genügen, die wir haben, nämlich im Namen des Berliner Vereins für Luftfahrt für die Gastfreundschaft zu danken. Dieses zweite ist, daß eines der tätigsten Mitglieder, das sozusagen die halbe Zeitschrift schrieb, als ich die Ehre hatte, sie vor etwa 25 Jahren zu redigieren, kein Geringerer war als der, dessen Name heute gefallen ist: Otto Lilienthal. Er war damals eines unserer hauptsächlichsten Mitglieder und derjenige, dessen Tätigkeit eigentlich die ausschlaggebende für unsere Verein war. Was das bedeutet, das brauche ich nicht näher auszuführen. Wenn also der Berliner Verein Ihnen heute seinen Dank und seine besten Glückwünsche ausspricht, so geschieht es auch in alter Tradition, in der Erinnerung an sein verdienstvolles und geehrtestes und in der ganzen Welt berühmtes Mitglied Otto Lilienthal.

Die besten Glückwünsche im Namen des Berliner Vereins für Luftfahrt!

Dr. Gradenwitz: Meine Herren! Nicht etwa, um meinen alten Freund Berson zu kränken, der eben erklärt hat, er hoffe, daß seine Rede die letzte heute sein würde, sondern aus innerstem Bedürfnis möchte ist der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt zu ihrem 10. Wiegenfeste die aufrichtigsten Glückwünsche des Aeroklubs von Deutschland aussprechen! Das so häufige Zusammensein mit Ihnen hier, in unseren Klubräumen, hat unsere Vereinigungen einander besonders nahe gebracht und zwischen uns, die wir in so vielem am gleichen Strange ziehen, eine Art — ich darf wohl sagen — Verbrüderung hervorgerufen. Wir freuen uns aufrichtig dieser engen Fühlung!

Es ist Ihnen so viel Schönes heute hier von allen Seiten gesagt worden, es ist der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt eine solche Fülle von Anerkennung zuteil geworden, ihr schnelles Aufblühen, ihre tatkräftige Entwicklung haben so allgemeine Würdigung gefunden, daß es kaum möglich wäre, dem noch etwas hinzuzufügen.

Lassen Sie mich mit nochmaligen herzlichsten Glückwünschen des Aeroklubs von Deutschland für ein langes, kräftiges Blühen, Wachsen und Gedeihen unserer Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt die Hoffnung und den Wunsch aussprechen, daß unsere freundschaftlichen Beziehungen zueinander stets die gleichen herzlichen bleiben mögen! (Zum Vorsitzenden:) Prosit, Herr Geheimrat!

Vorsitzender: Ich danke Ihnen tausendmal!

Zur Vorgeschichte der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt.

Von L. Prandtl.

Da die WGL in diesem Jahre auf ein zehnjähriges Bestehen zurückblicken kann, verlohnt es sich wohl, den Blick rückwärts zu richten auf die Zeit, in der sie entstanden ist. Den vielen der Gesellschaft später beigetretenen Mitgliedern dürfte es erwünscht erscheinen, über diese Dinge von jemand einen Bericht zu erhalten, der die Vorbereitungen zur Gründung und die Gründung nicht nur selbst in allen Phasen mit erlebt, sondern auch tätigen Anteil daran hatte.

Die unmittelbare Vorgeschichte der Gründung führt nach Göttingen und im besonderen zu der »Göttinger Vereinigung zur Förderung der angewandten Physik und Mathematik.« In dieser Vereinigung, die auf Grund der Werbetätigkeit des Göttinger Mathematikers Felix Klein entstanden war und seit ihrer Gründung (1897) sich allmählich zu einer stattlichen Gesellschaft entwickelt hatte, war zum ersten Mal in Deutschland ein Grundgedanke verwirklicht worden, der zwar in der Not der heutigen Zeit zum Allgemeingut geworden ist, damals aber noch sehr ungewöhnlich war, daß nämlich eine Verbindung hergestellt werden müsse zwischen den Lehr- und Forschungsstätten der Wissenschaft und den führenden Männern der Großindustrie. Die Göttinger Vereinigung hat diesen Gedanken in solcher Art verwirklicht, daß die an ihr teilnehmenden Industriellen nicht bloß Geldgeber, sondern auch Ratgeber waren und daß sie die Interessen der Institute auch dem Staate gegenüber sehr wirksam vertreten halfen. Die engere Aufgabe der Göttinger Vereinigung war dabei unter Führung von Klein die gewesen, die Fühlung zwischen reiner Universitätswissenschaft und technischem Wissen, die auf vielen Gebieten in der Zeit vorher fast ganz verloren gegangen war, durch Gründung und Weitererhaltung von Instituten wieder herzustellen, die die Grenzgebiete zwischen reiner Wissenschaft und Technik bearbeiten sollten. So war ein Institut für angewandte Elektrizität geschaffen, ein Institut für angewandte Mathematik (zeichnerische und rechnerische Methoden, Vermessungswesen), ferner das Institut für angewandte Mechanik, das seit 1904 dem Berichterstatter anvertraut ist und dem Studium der Mechanik, der Elastizität und Festigkeit, der Strömungslehre der Flüssigkeiten und Gase, sowie auch der Wärmemechanik der Kraftmaschinen dient.

Im Zusammenhang mit dem Studium der Strömungslehre, bei dem bereits einige Erfolge erzielt waren, wurde der Berichterstatter im Jahre 1906 in den Ausschuß der Motor-Luftschiff-Studien-Gesellschaft gewählt; sein Vorschlag,



Modellversuche für die Zwecke der Luftfahrt anzustellen, fand in diesem Ausschuß und bei der Leitung der Gesellschaft Beifall und so kam es 1907 zur Gründung der ersten kleinen Modellversuchsanstalt in Göttingen, die erst im Laufe des Krieges von der heutigen großen Anstalt abgelöst worden ist, aber neben ihr bis 1918 im Betrieb war.

Die Göttinger Vereinigung als solche, die diese Anstalt mit unterstützte, trat den Fragen der Luftfahrt noch näher bei ihrer Tagung gelegentlich der internationalen Luftfahrtausstellung in Frankfurt (1909). Die dort mit Herrn August Euler angeknüpften Beziehungen haben später dazu geführt, daß Herr Euler uns im Jahre 1911 anbot, in Göttingen Flugvorführungen zur Förderung des wissenschaftlichen Interesses an der Fliegerei zu veranstalten. Dieses Anerbieten war nun der besondere Anlaß, daß zunächst die damaligen Vertreter der Flugwissenschaft an den Hochschulen zu der Hauptversammlung der Göttinger Vereinigung, gelegentlich deren die Flugvorführungen stattfinden sollten, eingeladen wurden und gebeten wurden, selbst Vorträge beizusteuern. Der Gedanke fand so viel Anklang und freudige Zustimmung, daß wir uns entschlossen, noch einen Schritt weiter zu gehen, und auch die Behörden, die mit dem Flugwesen Beziehungen hatten, und auch eine Reihe uns bekannter im Luftschiff- und Flugzeugbau tätiger Männer einluden, an der Versammlung teilzunehmen. So ist in den Tagen vom 3. bis 5. November 1911 in Göttingen ein kleiner flugtechnischer Kongreß zustande gekommen. Es wurden von den Herren Ahlborn, Bendemann, Blasius, v. d. Borne, Föttinger, v. Parseval, Prandtl, Reißner und Runge neun wissenschaftliche Vorträge teils über aerodynamische Fragen, teils über Stabilitätsfragen gehalten, außerdem fand auf Grund eines ausführlichen Referates von Herrn Bendemann, damals Leiter der Luftschraubenprüfstelle in Lindenberg, eine große Aussprache statt über das Thema: In welchen Fragen kann die Wissenschaft der praktischen Luftfahrt nützliche Dienste leisten? Anknüpfend wurde auch über die unterrichtliche Tätigkeit auf dem Gebiete der Luftfahrt von den Vertretern der einzelnen Hochschulen berichtet.[1]) Dazu kamen die Flugvorführungen von Herrn Euler, sowie ein Festvortrag von ihm und Referate seiner beiden damaligen Flugschüler Dr. Alex Meyer und v. Rottenburg über Fragen des öffentlichen und privaten Luftrechts. Der Kongreß verlief, nicht zum mindesten durch den sehr gelungenen geselligen Teil, in einer Hochstimmung, wie ich sie bei keinem anderen bisher erlebt habe, wozu nicht wenig beitrug, daß alle Versammelten sich in dem Ziel, dem sie zustrebten, völlig einig waren, und daß sie sich im übrigen meist erst seit kurzem kannten, so daß Reibungen, die bei längerem Zusammenwirken von verschieden gearteten Menschen unvermeidlich sind, noch nirgends bemerkbar wurden. Es ist daher nicht verwunderlich, daß die allgemeine Stimmung, die auch in der Aussprache zum unmittelbaren Ausdruck kam, dahin ging, es müßte bald wieder eine solche Versammlung stattfinden. Uns von der Göttinger Vereinigung wurde das Mandat angetragen, dafür zu sorgen, daß diese Versammlung zustande kam.

Die Göttinger Vereinigung hat dieses Mandat gerne auf sich genommen und trat in nähere Erwägungen ein, wie dem geäußerten Wunsche am besten Rechnung getragen würde. Dabei kamen wir sehr bald zur Überzeugung, daß mit einer zweiten ähnlich der ersten einzuberufenden Versammlung die vorliegenden Aufgaben auch noch nicht völlig würden gelöst werden können und daß es viel richtiger sei, für die dauernde Pflege der deutlich in die Erscheinung getretenen Aufgaben eine besondere Gesellschaft zu gründen. Ein Rundschreiben, das am 20. Februar 1912 von uns, d. h. von den beiden Vorsitzenden der Göttinger Vereinigung, Geheimrat v. Böttinger und Geheimrat Klein, sowie dem Berichterstatter an die Teilnehmer der Novemberversammlung erging, schlug deshalb die Gründung einer Gesellschaft, die dem Zusammenschluß von technischen und wissenschaftlichen Vertretern der Luftschiffahrt und Flugtechnik dienen sollte, vor, und wies darauf hin, daß die in einigen Monaten in Berlin zu eröffnende »Allgemeine Luftschiffahrts-Ausstellung« (Ala), bei der auch eine wissenschaftliche Abteilung vorhanden sein würde, den günstigen Boden für eine erneute Zusammenkunft bilden würde. Auf dieses Rundschreiben erhielten wir so viele Zustimmungserklärungen, daß die zu gründende Gesellschaft dadurch schon gesichert war. Unser erster Vorsitzender, Herr Geheimrat v. Böttinger, ließ es sich nunmehr nicht nehmen, sowohl durch persönliche Besuche bei den Reichs- und Staatsbehörden, zu denen er als Herrenhausmitglied offenen Zutritt hatte, wie durch Verhandlungen mit dem Luftfahrer-Verband, dem Kaiserlichen Aeroklub und dem Kaiserlichen Automobilklub der neuen Gesellschaft den Weg zu bereiten und dafür zu sorgen, daß nicht etwa durch Mißverständnisse der Gründung Schwierigkeiten entstehen würden. Es krönte seine Vorbereitungen damit, daß es ihm gelang, Seine Königliche Hoheit, den Prinzen Heinrich von Preußen zur Annahme des Ehrenvorsitzes der Gesellschaft zu gewinnen. Als dann unterm 23. März ein neues Rundschreiben, das zur Gründung der Gesellschaft aufforderte[1]), an weitere Kreise versandt wurde, war der Boden so vorbereitet, daß nicht nur die Zahl von 170 Beitrittserklärungen bis zur Gründung erreicht worden war, sondern daß auch die Reichsämter und die preußischen Ministerien, soweit sie an der Luftfahrt interessiert waren, Vertreter zu dem Gründungsakt delegierten, die meist weiterhin treue Mitglieder des Vorstandsrats geblieben sind.

So war alles vorbereitet, um am Tage der Eröffnung der Ala zur Gründung zu schreiten, die dann auch unter Leitung unseres Ehrenvorsitzenden in einem Saale des preußischen Herrenhauses in einhelliger Stimmung aller Anwesenden vor sich gegangen ist. Eine Schwierigkeit ist dabei nur bezüglich der Namensfindung entstanden, in der wir Göttinger der Versammlung nicht vorzugreifen wünschten. Die verschiedensten Zusammensetzungen der Worte Wissenschaft, Technik, Luftfahrt und Flug wurden versucht, bis schließlich der von dem Ehrenvorsitzenden vorgeschlagene Name »Wissenschaftliche Gesellschaft für Flugtechnik« Annahme fand, freilich um später zum Ausdruck, daß nicht nur die Flugtechnik, sondern auch die Luftschiffahrt in den Kreis der Aufgaben gehörten, in »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt« geändert zu werden.

Über den Verlauf der Versammlung im einzelnen gibt der stenographische Bericht, der im Druck herausgegeben worden ist[2]), in allen Einzelheiten Auskunft. Hier mag nur noch erwähnt werden, daß in der Gründungsversammlung ein »vorläufiger geschäftsführender Ausschuß« ernannt worden ist, der die Aufgabe übernahm, einen Satzungsentwurf auszuarbeiten und einen vorläufigen Vorstand zu wählen.

Diese Beratung hat am 4. Mai 1912 unter dem Vorsitz des Prinzen Heinrich in den Räumen des Aeroklubs stattgefunden; sie wählte die Herren v. Böttinger, v. Parseval und Prandtl in den geschäftsführenden Vorstand.

Die fachliche Tätigkeit wurde durch Einberufung des am 4. Mai beschlossenen »Wissenschaftlich-technischen Ausschusses« zum 14. Juli 1912 eröffnet. Dieser hat — teils in seinen Gesamtberatungen, teils innerhalb der zahlreichen für Einzelfragen eingesetzten Unterausschüsse — eine äußerst rege Tätigkeit entfaltet und bildete in den ersten Jahren das Hauptlebenszentrum der Gesellschaft. So waren die Vorbedingungen geschaffen, daß das in Göttingen gelegte Samenkorn in den nächsten Jahren reiche Früchte tragen konnte.

[1]) Über diese Aussprache sowie über die vorgenannten Vorträge gibt der gedruckte Versammlungsbericht Auskunft (»Verhandlungen der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft vom 3. bis 5. November 1911 zu Göttingen«, R. Oldenbourg, München 1912). Die fachwissenschaftlichen Vorträge sind auch in der ZFM 1912 S. 25 u. f. und 233 u. f. abgedruckt.

[1]) Das Schreiben gab als die Ziele der neuen Gesellschaft an, daß sie »dem Zusammenschluß der wissenschaftlichen und technischen Kreise auf dem Gebiet der motorischen Luftfahrt dienen sollte. Diesen Zusammenschluß sollte sie durch Abhaltung von Versammlungen und Drucklegung der Verhandlungen aufrecht erhalten; sie sollte ferner durch Beratungen in Sonderausschüssen, Anregung von Forschungsarbeiten usw. das Gesamtgebiet fördern. Die technischen und technisch-wissenschaftlichen Fragen sollten dabei im Vordergrund stehen, wirtschaftliche, rechtliche und sportliche Fragen dagegen sollten außerhalb des Kreises der Erörterungen bleiben«.

[2]) »Wissenschaftliche Gesellschaft für Flugtechnik«, Stenographischer Bericht über die Versammlung zwecks Gründung der Gesellschaft am 3. April 1912, Julius Springer, Berlin 1912.

Über die Entwicklung der WGL.

Von August v. Parseval.

Aus der Geschichte der WGL ist das rein Formale so vollständig und gründlich berichtet worden, daß mir hinzuzusetzen nichts übrig bleibt. Aber über den Geist, den die Gründer bei der Gründung beseelte und der den weiteren Verlauf beherrschte, möchte ich einiges sagen. Es liefen damals zwei Bestrebungen parallel: die eine war, ein Machtzentrum zu bilden, von dem aus auf die weitere Entwicklung eingewirkt werden konnte, die andere, einen Austausch der Forschungsergebnisse der wissenschaftlich tätigen Gelehrten in freier Aussprache herbeizuführen und dadurch die Wissenschaft zu fördern. Zur Zeit der Gründung herrschte über die wichtigsten Probleme der Luftfahrt eine große Unsicherheit, da es überall an den für die theoretische Behandlung erforderlichen Versuchsgrundlagen fehlte. Es war das allgemeine Bestreben, aus diesem Zustand des Tastens herauszukommen und durch harmonisches Zusammenwirken zwischen Theorie und Technik den kürzesten Weg zum Kern der Probleme zu finden. So fand die Anregung zur Gründung der Gesellschaft allseitige, freudige Zustimmung. Ganz besonders die ersten Versammlungen waren von dem idealen Bestreben getragen, die Wissenschaft zu fördern, und sie waren dadurch besonders anregend, daß eine größere Anzahl von Forschern in Originalvorträgen eigene Ergebnisse darlegte. Überblickt man diese Vortragsreihe, so kann man sich eines Gefühls der Bewunderung und des Neides nicht erwehren über das außerordentliche geistige Leben, das damals in der Gesellschaft hervorbrach.

Aber diese schöne Zeit war mit dem Ausbruch des Krieges zu Ende. Im Kriege war alles in der eisernen Hand des Militärs, und es durfte natürlich nur das gemacht werden, was dem Zweck des Tages diente. Für Arbeiten in lediglich wissenschaftlichem Interesse war kein Raum.

Damit sollen die außerordentlichen Leistungen des Krieges nicht verkannt werden. Die Ergebnisse der aerodynamischen Versuchsanstalt in Göttingen, die nicht nur eine große Menge wertvollen Beobachtungsmaterials lieferte, sondern eine praktisch brauchbare Theorie der Flugflächen ausbildete, die erstaunlichen Flugleistungen der Flieger, die Schaffung der Groß- und Riesenflugzeuge und der im Ausland unübertroffenen Metallflugzeuge, die großen Motorluftschiffe mit ihren, auch nach dem Krieg unübertroffenen Leistungen, der Höhenmotor: alles das und noch viel mehr sind Schöpfungen der Kriegszeit, die freilich nicht der WGL aufs Konto gesetzt werden dürfen, die aber doch nur möglich waren durch jenen Geist wissenschaftlicher Initiative und die Begeisterung für die Sache, die in der WGL ihren sprechendsten Ausdruck gefunden hatten.

Während so im Kriege die Gesellschaft als solche fast völlig lahmgelegt war, waren doch ihre Mitglieder in den wichtigsten Stellen der Luftfahrt tätig und, sie darf mit Befriedigung auf die Saat blicken, die aus ihrem Wirken entsprossen ist.

Der Niederbruch Deutschlands hat auch die WGL schwer getroffen: Nicht bloß die allgemeine Verarmung — denn darüber würde man hinwegkommen — sondern in erster Linie das Diktat der Entente hat die deutsche Luftfahrt geknebelt. Die sog. Begriffsbestimmungen der Zivilflugzeuge, denen die deutsche Regierung sich zu unterwerfen gezwungen war, sind aus einem kleinlichen und haßerfüllten Geist, aus einem Gefühl der eigenen Schwäche und Minderwertigkeit hervorgegangen: Sie haben den Zweck, den Deutschen eine erfolgreiche Konkurrenz auf dem Weltmarkt unmöglich zu machen.

Freilich hat die Ausschaltung Deutschlands bereits die Folge gehabt, daß der Fortschritt der Luftfahrt in der Zeit nach dem Krieg so gut wie Null war. In Frankreich ist die Schaffenskraft, nachdem das Vorkriegsfeuer verraucht ist, auf ein Minimum gesunken, und bei den Angelsachsen wird die Luftfahrt nur als Mittel für ihre politischen und wirtschaftlichen Zwecke betrachtet. Nirgends findet sich wie in Deutschland die Liebe zur Sache und die Freude am Schaffen.

In dieser schweren Zeit hat die Gesellschaft treu zusammengehalten und ihren Mitgliederstand erhöht. Ihr Programm freilich hat eine Veränderung erlitten. Die rein wissenschaftlichen Ziele sind, da nunmehr in den wichtigsten Fragen eine Klärung erzielt ist, zurückgetreten, und die neue Satzung legt ein größeres Gewicht auf die praktische Seite. Insbesondere hat sich die Gesellschaft an die Spitze der Segelflugbewegung gestellt, in der die Tatkraft unserer Flieger-Jugend Betätigung sucht.

Wie lange die Unterdrückung durch einen rachsüchtigen Feind noch dauern wird, ist gar nicht abzusehen. Einstweilen ist es Aufgabe der Gesellschaft, die Verbindung unter den Interessenten aufrechtzuerhalten, den Willen stark und die Zuversicht rege zu erhalten in Hoffnung auf eine bessere Zukunft.

Als Vorsitzender des Ausschusses für Beurteilung von Erfindungen möchte ich einen Rückblick auf das letzte Jahr werfen. Die Verarmung Deutschlands und das Bauverbot für Luftfahrzeuge haben bewirkt, daß der vor dem Krieg so reichlich fließende Strom der Erfindungen völlig versiegt ist. Allerdings sehe ich meine Tätigkeit auf diesem Gebiet ohne großes Bedauern beendet; denn was zur WGL kam, waren nicht die guten Erfindungen. Die fanden auch ohne uns ihren Weg zur Industrie. Vielmehr waren es in der großen Mehrzahl Arbeiten von Dilettanten, denen die erforderliche wissenschaftliche Bildung und die Kenntnis des Vorhandenen mangelte. So sehr ich wünschte, daß unsere Tätigkeit nicht erfolglos bleiben sollte, und so viel ich Umschau hielt nach etwas Brauchbarem, so fanden sich unter ca. 1900 Einsendungen doch nur ganz wenige, die nicht von vornherein zurückgewiesen werden mußten und keine einzige, die sich zu einem reellen Erfolg durchgerungen hat.

Ausschuß für konstruktive Fragen.

Von H. Reißner.

Im Anschluß an eine sehr lebhafte Aussprache über einen Vortrag von Reißner auf der Mitgliederversammlung in Frankfurt a. M. im Jahre 1912, dessen Thema Beanspruchung und Sicherheit von Flugzeugen[1]) war, bildete sich der obengenannte Ausschuß. In häufigen weiteren Sitzungen fand ein dauernder Meinungsaustausch über konstruktive Einzelheiten, über Aufbaufragen und über die Grundlagen und die Durchführung statischer Berechnungen statt. Ein Teil dieser Besprechungen verdichtete sich zu einem Antrage Bendemann, Berechnungsbeispiele von Flugzeuggerippen als Musterbeispiele durchführen zu lassen. In einer der folgenden Sitzungen legte Herr Madelung ein solches vor, das von ihm aber nicht weiter verfolgt wurde, und kurze Zeit darauf reichten die Herren Reißner und Schwerin ein Referat über die statische Berechnungsanordnung mit durchgerechneten Zahlenbeispielen ein, welches aus der Praxis des R-Flugzeugbaues entstanden war und welches dann im Jahrbuch abgedruckt wurde[2]). Auch die Arbeit von Pröll über die Festigkeits- und Dehnungseigenschaften von Bespannungstoffen ist einer Anregung des Ausschusses für konstruktive Fragen entsprungen[3]).

Es kam dann der Krieg, in dem die Notwendigkeit scharfer Durchrechnung immer mehr hervortrat und in welchem der Ausschuß bei der Ausarbeitung der Belastungs-, Berechnungs- und Bauvorschriften tatkräftig mitwirkte. Auf das Referat Reißner-Schwerin, welches zwar von der Zensurbehörde beschlagnahmt, aber der Flugzeugmeisterei und den Flugzeugfirmen als Unterlage für weitere Verfeinerungen überlassen wurde, folgten die zum größten Teil in den Techn. Berichten der Flugzeugmeisterei abgedruckten Arbeiten der Ausschußmitglieder Müller-Breslau, Pröll, Lewe, Ballenstedt, Blumenthal, Heimann, Madelung, Blasius u. a., in welchen, wie auch im Referat von Reißner-Schwerin, die Statik des Brückenbaues und Eisenhochbaues, von deutscher Wissenschaft insbes. in hohem Grade von Müller-Breslau selbst entwickelt, außerordentlichen Nutzen brachte.

Nach dem Kriege wurden alle wissenschaftlichen Ausschüsse der Gesellschaft aufgelöst, um mit frischer Kraft neuen Anforderungen entsprechend wieder aufzubauen. Es muß leider zugegeben werden, daß damit wenigstens für den Ausschuß für konstr. Fragen noch nicht recht begonnen worden ist. Zwar hat A. Baumann, Stuttgart, mit Unter-

[1]) Jahrb. 1912/13, S. 19.
[2]) Jahrb. 1920, Sonderheft.
[3]) Zeitschr. f. Flugt. u. Motorluftsch. 1915, S. 26, 42.



stützung nicht nur unserer Gesellschaft, sondern auch des Vereins deutsch. Ing. einen Ausschuß für Leichtmaschinenbau ins Leben gerufen, aber von Arbeiten dieses Auschusses ist noch kaum etwas zu spüren.

Und doch wäre z. B. in der Schaffung zuverlässiger Grundlagen für die konstruktive Durchbildung, die Baustoffbehandlung und die Festigkeitsberechnung verspannungsloser Flugzeugtragflächen aus Holz, Sperrholz, Stahl und Aluminium sehr Nützliches zu leisten. Denn es ist trotz aller Unterdrückung seitens der alliierten und assoziierten Mächte doch nicht richtig für den Fortschritt der deutschen Technik, daß der Bau verspannungsloser Tragflächen Geheimerfahrung einiger Spezialfirmen bleibt. Hoffen wir, daß die Sitzungen in Bremen einen neuen Anstoß für die Entwicklung bringen.

Kurzer Bericht über die Fertigstellung der neuen Satzung.

Von A. Berson.

Die durch den Krieg und seine Folgen vielfach völlig geänderten Verhältnisse in Deutschland übten naturgemäß auch auf die Entwicklung und die Arbeiten der WGL einen weitgehenden Einfluß aus. So machte sich denn alsbald die Notwendigkeit fühlbar, die Satzung der Gesellschaft den neuen Lebensbedingungen anzupassen.

Im Frühjahr 1920 berief zu diesem Zwecke der neue Vorsitzende der WGL, Herr Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. e. h. Schütte, einen Ausschuß zur Bearbeitung der neuen Satzung zusammen, mit dessen Vorsitz ich beauftragt wurde. Die Kommission, die zunächst aus den Herren Marinebaumeister Dröseler, Dipl.-Ing. Madelung, Dr.-Ing. Rumpler, Rechtsanwalt Dr. Tauber bestand und sich später noch durch mehrere Mitglieder, insbesondere auch Herrn Prof. von Parseval, verstärkte, arbeitete in zahlreichen vielstündigen Sitzungen einen Entwurf aus. Der leitende Gesichtspunkt war neben der Rücksichtnahme auf gewisse, durch die völlig veränderten Verhältnisse notwendigen Änderungen, möglichste Anlehnung der Satzung an diejenige der ihr geistesverwandten Schiffbautechnischen Gesellschaft, natürlich unter Wahrung der sich aus der Sache ergebenden Unterschiede im Charakter beider Vereinigungen.

Aus diesem Entwurf ging dann, nachdem sich in dankenswerter Weise zahlreiche außerhalb des Ausschusses stehende Mitglieder unserer Gesellschaft in zum Teil ausführlichen Darlegungen dazu geäußert hatten, die neuen Satzung der Gesellschaft hervor, die auf der Jahresversammlung zu Berlin im Oktober 1920 angenommen wurde.

WGL und Industrie.

Von F. Kasinger.

Wie überall, so war auch in Deutschland die Entwicklung des Luftfahrzeuges in ihren Anfängen in rein empirischer Weise vor sich gegangen. Zwar hatten schon frühzeitig Wissenschaftler von Ruf ihr Interesse an dem jüngsten Kind der Technik bekundet, und der Versuch, am Schreibtisch allein das eine oder andere Problem zu lösen, war des öfteren gemacht worden. Aber so wertvoll solche Einzelarbeit auch sein mochte, die Ergebnisse der angestellten Betrachtungen gelangten nur einem beschränkten Kreise von ebenfalls reinen Wissenschaftlern zur Kenntnis. Die Möglichkeit, die große Masse der Techniker mit den Ergebnissen wissenschaftlicher Forschung vertraut zu machen, fehlte.

Diesem Mangel wurde durch Gründung der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt« abgeholfen. Sie war dazu bestimmt, die innige Zusammenarbeit von Theorie und Praxis zu bewirken. Sie sollte Gelegenheit zum Meinungsaustausch zwischen den Wissenschaftlern untereinander und zwischen ihnen und den Konstrukteuren geben. Sie war die Stelle, welche auf dem Spezialgebiet der motorischen Luftfahrt die Ergebnisse der theoretischen und praktischen Arbeiten zusammenfassend dazu berufen sein sollte, der deutschen Luftfahrt die Förderung zuteil werden zu lassen, derer sie damals so dringend bedurfte, um den Vorsprung des Auslandes wieder einzuholen.

Die Hoffnung, welche die Industrie in die Wissenschaftliche Gesellschaft gesetzt hatte, wurde voll erfüllt. Wenn die junge Industrie es vermochte, den ungeheueren Anforderungen, welche der Weltkrieg an sie stellte, gerecht zu werden, so ist dies in erster Linie auf die weitgehende Unterstützung zurückzuführen, die ihr durch die Wissenschaft zuteil wurde. Welche Fortschritte gemacht wurden, und wie im einzelnen vorgegangen wurde, an dieser Stelle zu schildern, würde zu weit führen, hieße nichts anderes, als die Geschichte der deutschen Luftfahrt schreiben. Betont sei aber ausdrücklich, daß alles Erreichte nur durch die enge Zusammenarbeit von Wissenschaft und Industrie möglich war.

Die Blüte, zu welcher durch diese gemeinsame Arbeit die deutsche Luftfahrt gediehen war, wurde jäh durch den unglücklichen Ausgang des Krieges gebrochen. Durch das Diktat von Versailles und die aus ihm von unseren ehemaligen Feinden hergeleiteten Rechte sollte die deutsche Luftfahrt vernichtet werden. Die Hoffnung, daß es sich nur um die Unterbindung der militärischen Luftfahrt handle, und daß auch Deutschland an der Entwicklung der Handelsluftfahrt entsprechend der Bedeutung seiner fortgeschrittenen Technik und seiner Leistungen auf wissenschaftlichem Gebiete zu gleichen Teilen wie die übrigen Mächte herangezogen werden sollte, wurden durch das Londoner Ultimatum und die Begriffsbestimmungen grausam zerstört.

Aber trotz aller äußeren und inneren Schwierigkeiten der jungen Vergangenheit des Bauverbotes und der augenblicklichen Zeit der Baubeschränkung haben Wissenschaftliche Gesellschaft und Industrie sich nicht stören lassen in ihrer gemeinsamen Weiterarbeit. Unter Anpassung an die Verhältnisse haben sie sich neue Ziele gesteckt; so manches Problem, dessen Lösung in der stürmischen Zeit der Entwicklung während des Krieges zurückgestellt werden mußte, ist wieder aufgenommen worden und geht seiner Lösung entgegen.

Schwer genug wird die Arbeit innerhalb der engen Grenzen, die uns gezogen sind, sein. Aber wir wissen: Stillstand ist nirgendwo anders so gleichbedeutend mit Rückschritt wie gerade auf dem Gebiete der Luftfahrt. Stillstand wäre identisch mit dem Ausscheiden Deutschlands aus der Zahl der luftfahrttreibenden Nationen, würde verhängnisvoll sein für die wirtschaftliche Entwicklung Deutschlands, in der die Handelsluftfahrt eine nicht zu unterschätzende Rolle spielen wird. Trotz aller Einengungen heißt es daher mutig vorwärtsblicken und unbeirrt weiterarbeiten. Hoffen wir, daß auch das kommende Dezennium ebenso wie das verflossene Wissenschaft und Industrie in gleicher gemeinsamer Weise an der Arbeit sieht.

Zeitschrift, Beihefte und Rumplerbuch.

Von v. Cornides.

Mannigfach wie die Geschichte der Gründung und Entwicklung technisch-wissenschaftlicher Gesellschaften und Vereine ist auch die der Verbindung zwischen solchen Vereinigungen und der Fachpresse, der als Vermittlerin jeder Gemeinschaftsarbeit auf diesem Arbeitsfelde eine ganz besondere Bedeutung zukommt. In durchaus eigenartiger Form hat die WGL diese Aufgabe im Laufe der Jahre gelöst. — Die heute bestehende enge Verbindung zwischen der Gesellschaft einerseits, der ZFM und ihren Beiheften anderseits ist nicht das Ergebnis planmäßiger Gestaltung; sie wurde allmählich ausgebaut, den Zeitverhältnissen und Zeiterfordernissen angepaßt; trotzdem erscheint das Ergebnis der vorangegangenen Bemühungen bereits als eine durchaus befriedigende, vielleicht als die glücklichste Lösung des Problems.

Mit dem Jahre 1913 wurde die ZFM Organ der damals neu gegründeten Gesellschaft für Flugtechnik. Ihr 2. Vorsitzender, Prof. Dr. L. Prandtl, hatte die wissenschaftliche Leitung des Zeitschriftenunternehmens schon seit seiner Gründung, seit dem Jahre 1910 inne. Er hatte die Zeitschrift also schon in den vorangegangenen drei schwierigen Jahren unter Fährnissen mannigfacher Art geleitet und ihr den Rang gesichert,



der sie nun als das geeignetste Organ der neuen Gesellschaft erscheinen ließ. Neben Prof. Prandtl trat damals Prof. Dr.-Ing. F. Bendemann in die wissenschaftliche Leitung der Zeitschrift ein. Er behielt diese Stellung bis zum Jahre 1919, bis zum Eintritt in den Reichsdienst inne und wurde darnach durch Dr.-Ing. Wilh. Hoff abgelöst. — Da auch diese beiden Herren als Beisitzer dem Gesamtvorstand der Gesellschaft angehören, war dieser demnach zweifach in der Leitung der Zeitschrift vertreten. So war ihr die Möglichkeit gegeben, durch maßgebende Organe auf die Ausgestaltung der Zeitschrift und die Auswahl der erscheinenden wissenschaftlichen Arbeiten ständigen Einfluß zu nehmen. Vom Jahre 1913 an brachten auch die 14tägig erscheinenden Hefte in ihrem Schlußteil alle Mitteilungen der Gesellschaft in ununterbrochener Folge; diese bieten nun ein lebendiges Bild der Geschichte und Entwickelung der Vereinigung. In der Zeitschrift wurde die erste Mitgliederliste veröffentlicht, die in ihrer bunten Mannigfaltigkeit damals schon die glückliche Vereinigung von Forschern von Ruf und Praktikern aufwies, die kennzeichnend für die Zusammensetzung der Gesellschaft ist und die auch heute noch aufrecht erhalten wird.

Die Zeitschrift brachte dann den ersten zusammenfassenden Bericht über die erste Mitgliederversammlung; die Tagesordnung der zweiten Tagung erschien an gleicher Stelle.

Die ausführlichen Berichte über die Tagungen wurden noch getrennt im Jahrbuch der Gesellschaft veröffentlicht. — Dieser Zustand blieb dann während einer Reihe von Jahren bestehen. Der Zeitschrift strömten aus dieser Verbindung die lebendigen Kräfte zu, die ihren Fortbestand über die schwierigen, ihrer Entwicklung wenig förderlichen Kriegsjahre sicherten. Die Aufrechterhaltung wenigstens eines einmonatlichen Erscheinens konnte auf diese Weise gesichert werden. In jenen Jahren zeigen die oben erwähnten Mitteilungen ein lebendiges Bild des frischen Lebens, das auch damals trotz der durch die Umstände bedingten Unterbindung der eigentlichen Vereinstätigkeit in der Gesellschaft erhalten blieb.

Die Mitte des Jahres 1919 brachte einen weiteren Ausbau der Gemeinschaft zwischen Gesellschaft und Zeitschrift. Als ein Wechsel in der Schriftleitung sich als notwendig erwies, nahm die Gesellschaft diese Aufgabe selbst in die Hand und übertrug sie als ausführendem Organ ihrem Geschäftsführer, Hauptmann a. D. Krupp; damit war in wesentlich weiterem Umfang als vordem die Möglichkeit gegeben, die gleichlaufenden Bestrebungen aufs wirkungsvollste zu vereinigen. Wie eng diese Verbindung wurde und wie vollkommen es gelang, in der Gesellschaft die das Flugwesen fördernden Kräfte zusammenzufassen, ergibt sich daraus, daß von den 38 im Jahre 1919 veröffentlichten Originalaufsätzen 22 von Mitgliedern der Gesellschaft verfaßt waren. — Die entsprechenden Zahlenangaben für das Jahr 1920 sind 66 Aufsätze, von denen 44 von Gesellschaftsmitgliedern stammen, während im Jahre 1921 von den insgesamt 53 Originalaufsätzen wieder 44 aus dieser Quelle flossen.

Bald erwies es sich als unmöglich, die sämtlichen der WGL zufließenden Forschungsarbeiten in den nunmehr 14-tätig erscheinenden Heften unterzubringen. Die durch die wirtschaftliche Not bedingte Beschränkung des Umfanges der Hefte brachte die Gefahr nahe, daß wertvolle Arbeiten allzu lange von der Veröffentlichung ausgeschlossen blieben, oder Raummangels wegen überhaupt der Zeitschrift verloren gehen könnten. Aus diesem Bestreben heraus, um also einer drohenden Zersplitterung vorsorglich zu begegnen, wuchs der Entschluß der WGL zur Schaffung der »Berichte und Abhandlungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt«, die unter gleicher Leitung wie die Zeitschrift selbst in engster Verbindung mit derselben erscheinen sollten und zur Aufnahme von Arbeiten bestimmt wurden, die über den engbegrenzten Rahmen eines Zeitschriftenaufsatzes hinausgewachsen waren. Diese Hefte nahmen dann auch das Jahrbuch der Gesellschaft auf, das nun in gleicher Ausstattung wie die Zeitschrift selbst erscheint, so daß auch äußerlich die Zusammengehörigkeit aller von der Gesellschaft geförderten literarischen Unternehmungen vor Augen geführt ist.

So wurde als 1. Beiheft im September 1920 das Jahrbuch 1919, als 4. Beiheft im April 1921 das Jahrbuch 1920, als 6. Beiheft im Januar 1922 das Jahrbuch 1921 gebracht. Aus diesen Erscheinungsdaten geht hervor, daß es durch ständige eifrige Bemühungen gelang, die Ausgabe der Jahrbücher ständig zu beschleunigen. Der Wert des Materials wurde durch diese raschere Erscheinungsweise zweifellos erhöht.

In der Reihe der Beihefte konnten als zweites Beiheft Veröffentlichungen von A. Betz über »Tragflügeltheorie«, von Georg König über »Die Berechnung von Luftschrauben mittels Propellerpolaren«, als drittes Beiheft die Ewaldsche Arbeit über »Die Stereoskopie und ihre Anwendung auf die Untersuchung des Flugbildes«, als fünftes Beiheft Dr. F. Ahlborns zusammenfassende Arbeit über den »Segelflug« gebracht werden. Die Arbeit des Dr.-Ing. Rumpler über den »1000 PS-Motor« wurde zwar in anderem Gewand, jedoch als zu den übrigen Veröffentlichungen der Gesellschaft gehörig erkennbar, herausgebracht.

Der Kreis der Aufgaben der Gesellschaft, bzw. ihres Organs, hatte sich damit ständig erweitert; es galt nun nicht nur, wie früher schon, eine Prüfung der vorgelegten Arbeiten durchzuführen, es kam darauf an, selbst wertvolles zur Veröffentlichung geeignetes Material heranzuschaffen, zu sichten und zu überarbeiten, die Vorbereitung und Überwachung der Drucklegung durchzuführen und endlich auch die Beziehungen der Gesellschaft auszunutzen, um die beträchtlichen Zuschüsse, die für die Ausgabe der Beihefte notwendig waren, flüssig zu machen. Es gelang diesen Anforderungen zu entsprechen. In einer Zeit, in der die praktische Flugtechnik gefesselt und lahmgelegt wurde, in der jede Betätigung auf diesem Gebiet unterdrückt war, ist eine Reihe von Veröffentlichungen erschienen, die ein glänzendes Zeugnis davon geben, daß das freie Spiel der geistigen Kräfte eines Volkes nicht gefesselt werden kann. Wenn nunmehr die Aussicht sich eröffnet, daß die Knebelung des deutschen Flugwesens gelockert wird, so ist durch die Bemühungen der Gesellschaft der Boden gesichert, auf dem der weitere Ausbau der nun naturgemäß wohl wieder reger werdenden literarischen Produktion wird erfolgen können. Diese Aufgabe in zielbewußter Vereinigung aller Kräfte durchgeführt zu haben, wird zu den verdienstvollsten Taten der Gesellschaft dauernd gezählt werden.

Literarische Auskünfte und literarische Zusammenstellungen.

Von F. Bendemann.

Die WGL hat es sich von Anfang an zur Aufgabe gestellt, die deutsche Fachwelt über die Fortschritte der Luftfahrttechnik und -wissenschaft auch im Auslande durch literarische Fachberichte, Zusammenstellungen und Auszüge aus Zeitschriften usw. zu berichten.

Ein dafür bestellter Sonderausschuß unter dem Vorsitz des 1914 tragisch ums Leben gekommenen Marinebaumeisters Pietzker nahm diese Aufgabe alsbald energisch in Angriff. Die Mitarbeit zahlreicher Sachverständiger aus dem Kreise der WGL erschien gesichert. Erhebliche Schwierigkeiten machte aber die Frage der Drucklegung, weil die Verleger der in Frage kommenden Zeitschriften den erforderlichen Platz nicht ohne weiteres einräumen wollten.

Nach dem Tode des Baumeisters Pietzker wurde ich mit der Leitung des Ausschusses betraut. Der kurz danach ausbrechende Krieg machte aber allen solchen Plänen zunächst ein Ende.

Während des Krieges fand die Aufgabe anderweit eine gewisse Lösung: Von der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Adlershof wurde in Verbindung mit den zahlreichen in ihrem Umkreis bei der Flugzeugmeisterei in Adlershof versammelten Fachleuten ein Nachrichtendienst organisiert, welcher die militärischen Stellen ausgiebig über alle Erscheinungen — die meisten ausländischen Zeitschriften konnten auch während des Krieges beschafft werden — unterrichtete. Von da aus wurden die literarischen Auszüge zum Teil in die »Technischen Berichte« der Flugzeugmeisterei aufgenommen. Gleichzeitig wurde die vom Verein deutscher Ingenieure seit 1916 herausgegebene »Technische Zeitschriftenschau« mit

den für die Öffentlichkeit in Betracht kommenden Auszügen versorgt.

Einige Zeit nach Abbruch des Krieges gingen diese Arbeiten an den Verband deutscher Luftfahrzeugindustrieller über, der zu dem Zwecke einen eigenen Nachrichtendienst für den Kreis seiner Mitglieder und die ihm nahestehende deutsche Fachwelt herausgab. Von da aus angeregt, übernahm mit dem Oktober des Jahres 1920 das Reichsverkehrsministerium (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) die Fortführung der Aufgabe: Im Rahmen der von ihm herausgegebenen »Nachrichten für Luftfahrer« erscheint seitdem ein technischer Teil, der wöchentlich über die Fachliteratur des In- und Auslandes berichtet und der neuerdings zum Teil wieder unter Mitwirkung der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt bearbeitet wird.

Für die Mitglieder der WGL werden die Berichte noch besonders in dem Anhang »Luftfahrt-Rundschau« der Zeitschrift für Flugtechnik und Motor-Luftschiffahrt aufgenommen.

Es scheint, daß die Aufgabe damit für die heutigen Verhältnisse eine hinreichend befriedigende Lösung gefunden hat.

Kurzer Bericht über die Tätigkeit des Navigierungs-Ausschusses.

Von A. Berson.

Der auf der Dresdener Jahresversammlung im Frühjahr 1914, also ganz kurz vor Kriegsausbruch, unter Vorsitz von † Freg.-Kapitän Friedländer und großer Beteiligung von Fachleuten gegründete »Unterausschuß für Navigierung« der WGL konnte naturgemäß während der ganzen Kriegszeit nur sehr geringe Tätigkeit entfalten, schon aus dem Grunde, da die allergrößte Zahl seiner Mitglieder im Felde stand.

Eine im April 1918 auf der Hamburger Tagung vorgenommene Rekonstruktion, bei welcher die Leitung Herrn Geh. Admir. Rat Capelle vom Reichsmarineamt übertragen wurde, brachte einen festeren Plan für die Arbeit und deren Verteilung, sowie die Bewilligung von für jene Zeit ausreichend erscheinenden Geldmitteln zwecks Veröffentlichung der einzelnen Abhandlungen über die Sonderfragen, welche in das Tätigkeitsgebiet des Ausschusses fallen; auch wurde mit der Anlage einer Kartothek usw. begonnen. Der bald hernach erfolgende Zusammenbruch, die schweren Zeiten, die Deutschland nach innen und außen durchmachen mußte, insbesondere aber auch die Berufung des Vorsitzenden an die Spitze der Deutschen Seewerke in Hamburg hemmten wieder zum großen Teile die gedeihliche Entwicklung der Ausschußarbeiten. Einige der von Geh.-Rat Capelle mit der Bearbeitung der einzelnen Fragen betrauten Fachleute hatten zwar bereits beträchtliche Teile ihrer Abhandlungen fertiggestellt, in einem Falle sie sogar abgeschlossen, andere angefangen Material dafür zu sammeln; doch stockte das Ganze ein wenig infolge mangelnder persönlicher Fühlungnahme.

Im Herbst 1920 beschloß deshalb der zu jener Zeit die Leitung der WGL übernehmende jetzige 1. Vorsitzende, Geh. Reg.-Rat Prof. Schütte, den Ausschuß unter Verkleinerung der Mitgliederzahl umzuformen. Es wurde von nun an Gewicht gelegt auf häufigere Aussprache der Mitglieder in möglichst alle 1 bis 2 Monate (mit Ausnahme der Sommerreisezeit) stattfindenden Sitzungen mit Vorträgen und Diskussionen über die verschiedenen einschlägigen Themata. Diese Besprechungen, die sich dann zu meist recht eingehenden Erörterungen unter Vorbringung von Wünschen und vielfach neuen Gesichtspunkten ausgestalteten, sollten den Bearbeitern der verschiedenen Fragen, die unter die Ausschußmitglieder verteilt wurden, Anregungen für ihre Darlegungen geben — und haben dies auch reichlich getan.

Der Ausschuß setzte sich zunächst (in der ersten Sitzung vom 14. Dezember 1920) zusammen aus den Herren Boykow, Friedensburg, Geh. Adm. Rat Prof. Dr. Kohlschütter und Prof. Dr. Kurt Wegener, sowie dem Unterzeichneten als Vorsitzenden. Es wurde zunächst beschlossen, weiter zuzuziehen die Herren: Baeumker, v. Bentivegni, Dr. Helffrich, Sommerfeldt und Prof. Wedemeyer; da die Herren Sommerfeldt und Helffrich erklärten, nur in sehr beschränkter Weise mitarbeiten zu können und Geh.-Rat Kohlschütter später infolge Übernahme der Direktorstellung am Geodätischen Institut zu Potsdam seine bis dahin sehr intensive Teilnahme gleichfalls erheblich einschränken mußte, wurden im Laufe der Zeit noch die Herren Dr. Koppe (Adlershof) und Adm. Rat Prof. Maurer zugewählt.

Unter grundlegender Beibehaltung des Arbeitsplanes, wie er von Geh.-Rat Capelle aufgestellt war — mit einigen Änderungen — wurden als zunächst zu bearbeitende Fragen die nachstehenden aufgenommen und wie folgt verteilt:

1. Kartenmaterial: Herr Baeumker,
2. Terrestrische Ortsbestimmung: Herr Sommerfeldt,
3. Astronomische Ortsbestimmung: Adm. Rat. Prof. Wedemeyer,
4. Höhenmessung: Dr. Koppe,
5. Richtungsanzeiger allgemein und Kreisel: Herr Boykow,
6. Kompasse speziell: Adm. Rat Prof. Maurer,
7. Neigungsmessung: Prof. Wegener,
8. Signalwesen: v. Bentivegni.

Der Ausschuß hat dann unter ständiger Teilnahme des Geschäftsführers der WGL weitere Sitzungen abgehalten am 5. Februar, 4. Mai, 26. Mai, 30. November, 19. Dezember 1921, 10. April, 29. Mai und 9. Juni 1922, in denen die Herren Baeumker, Boykow, Wegener, Koppe, Wedemeyer und Maurer über die von ihnen zur Bearbeitung übernommenen Fragen referierten, wobei Herr Boykow speziell die besonders wichtige Frage der »Flugzeug-Navigierung im Nebel« behandelte, die in zwei aufeinanderfolgenden Sitzungen eine sehr eingehende und lehrreiche Aussprache hervorrief.

Der Ausschuß wird sich, nach Besprechung der letzten noch ausstehenden Fragen (Nr. 2 und 8), zunächst der Veröffentlichung der einschlägigen Arbeiten zuwenden, wozu freilich reichliche Mittel notwendig sein werden; als Publikationsform ist die nächstliegende in Beiheften der ZFM (Berichte und Abhandlungen) gedacht. Er wird sich dann natürlich mit der Weiterverfolgung der kurz behandelten Themata, wie sie die rasche moderne Entwicklung mit sich bringt, sowie mit der Bearbeitung neu auftauchender Fragen befassen, ev. auch Erfindungen (Instrumente oder Methoden) prüfen, Preisausschreiben vornehmen usw.

Bei der Sitzung am 29. Mai wurde beschlossen, an die DVL einen Antrag zu richten, der zum Ziele hat, eine Förderung der astron. Ortsbestimmung aus Flugzeugen über Prüfung des vorhandenen Instrumentariums, bzw. deren Weiterentwicklung herbeizuführen. — Auf die große Bedeutung dieser Frage für transkontinentale Fahrten braucht nicht besonders hingewiesen werden.

Im Namen des Ausschusses bitte ich um gütige lebendige Anteilnahme und Unterstützung seitens aller Mitglieder unserer WGL!

Das Problem der Kompaßablenkung durch zusätzliche Beschleunigungsfelder.

Von H. Boykow.

Auf dieses Problem und seine Lösung war seitens des Verfassers schon wiederholt hingewiesen worden[1]). Immerhin erscheint es doch notwendig, ausführlich auf diese Frage zurückzukommen, da auch in Fachkreisen noch vielfach sehr irrige Anschauungen über die Ursachen des Kompaßlaufens in Luftfahrzeugen bestehen.

Es ist eine bekannte Erscheinung, daß in Luftfahrzeugen, namentlich des Nachts oder im Nebel, der Kompaß deutlich die Neigung zeigt, unruhig zu werden. Diese Gierschläge können sich häufig bis zum vollständigen Karussellfahren der Kompaßrose steigern. Die Ursache dieses Phänomens wurde vom Verfasser schon vor Jahren dahin angegeben, daß die zusätzlichen Beschleunigungsfelder die Kompaßrose ablenken

[1]) Boykow: Zur Dämpfungsfrage bei Luftfahrzeug-Kompassen, ZFM 1913 S. 248 und

Boykow: Die instrumentelle Unterstützung des Fliegens, Zeitschrift f. technische Physik 1921, Nr. 9, S. 241.

und bei Eintreten der Resonanz beliebig große Schwingungen der Kompaßrose hervorrufen. Aus der Abb. 1 ist das Spiel der auftretenden Kräfte ohne weiteres ersichtlich. Jede Kompaßrose ist ein pendelnd aufgehangenes Magnetsystem, unterliegt also in ihrer Einstellung nicht nur den magnetischen Erdkräften, sondern auch der Schwerkraft. Würde die Rose in ihrem Massenmittelpunkt freischwingend aufgehangen, so würde sich die magnetische Achse der Rose in die Richtung der am Orte herrschenden Gesamtintensität des Erdmagnetismus einstellen. Dadurch, daß die Rose gleichzeitig aber auch der Einwirkung der Schwerkraft unterworfen ist, wird sie durch den tiefer liegenden Schwerpunkt wesentlich in der Horizontalebene festgehalten, und ihre magnetische Achse kann sich im allgemeinen nicht in die Richtung der Gesamtintensität einstellen. Die Rose wird daher eine Stellung einnehmen, in welcher ihre magnetische Achse den kleinstmöglichen Winkel mit der Richtung der Gesamtintensität einschließt; dies ist im Horizont die Richtung magnetisch Nord. Wird die durch den Einfluß der Schwerkraft bedingte wesentlich horizontale Lage der Rosenebene durch auf den Schwerpunkt wirkende zusätzliche Beschleunigungsfelder geändert, so schließt in dieser neuen Bewegungsebene in den meisten Fällen die magnetische Achse der Rose nicht mehr den kleinstmöglichen Winkel mit der Richtung der Gesamtintensität ein, und die Rose erfährt ein Drehmoment nach dieser neuen Lage hin. Die Wirkung ist also praktisch dieselbe, als wäre durch das zusätzliche Beschleunigungsfeld der magnetische Erdpol verlagert worden.

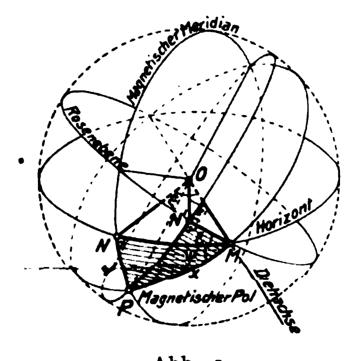


Abb. 1.

In der Abb. 1 sehen wir, daß bei horizontaler Rosenebene ON die Richtung des kleinsten Winkels darstellt. Bei der geneigten Rosenebene ist es klar, daß nunmehr die Richtung für den kleinsten Winkel sich nach ON' verlagert hat, und zwar für eine zunächst allgemein angenommene Drehachse OM. Bezeichnen wir den Ablenkungswinkel der Rosenebene aus der Horizontalen mit ε, ferner das betreffende zusätzliche Beschleunigungsfeld mit $\frac{dv}{dt}$, die konstante Erdbeschleunigung mit g, so ist bekanntlich

$$\varepsilon = \operatorname{arctg} \frac{dv}{g \cdot dt}.$$

Bezeichnen wir ferner den Winkel zwischen Nordrichtung und Drehachse, also den Winkel NOM, mit ξ, den Winkel zwischen der neuen Lage der magnetischen Achse und der Drehachse in der neuen Rosenebene, also den Winkel $N'OM$, mit ξ', ferner den Winkel NOP, das ist die magnetische Inklination, mit I und den Winkel MOP mit X, so kennen wir in dem rechtwinkligen sphärischen Dreieck MNP die Seiten ξ und I, wir können also die dritte Seite X und den Winkel bei M, den wir ψ nennen, ohne weiteres berechnen, und zwar ist

$$\cos X = \cos \xi \cdot \cos I; \text{ und}$$
$$\sin \psi = \frac{\sin I}{\sin X}.$$

Gesucht wird jedoch der Ablenkungswinkel der magnetischen Rosenachse, das ist die Differenz $\xi - \xi'$. Der Winkel ξ sei bekannt, und der Winkel ξ' wird einfach aus dem rechtwinkligen Dreieck $N'MP$ erhalten. In diesem rechtwinkligen sphärischen Dreieck ist nun bekannt die Seite X und der Winkel bei M, welcher die algebraische Summe der Winkel ψ und ε darstellt. Es ist daher

$$tg\ \xi' = tg\ x \cdot \cos\ (\psi + \varepsilon).$$

Aus diesen Gleichungen geht hervor, daß neben ε und ξ die Größe des Winkels I, die der magnetische Inklinationswinkel, von ausschlaggebender Bedeutung für die Größe des Fehlerwinkels $(\xi - \xi')$ ist. Wird $I = 0$, also am magnetischen Äquator oder bei auskompensierter vertikaler Intensität, so wird $X = \xi$ und $\psi = 0$.

Daher

$$tg\ \xi' = tg\ \xi \cdot \cos \varepsilon,$$

woraus sich ergibt, daß für ein ε, das sich in mäßigen Grenzen hält, der Fehlerwinkel fast verschwindet. Neben I ist noch die

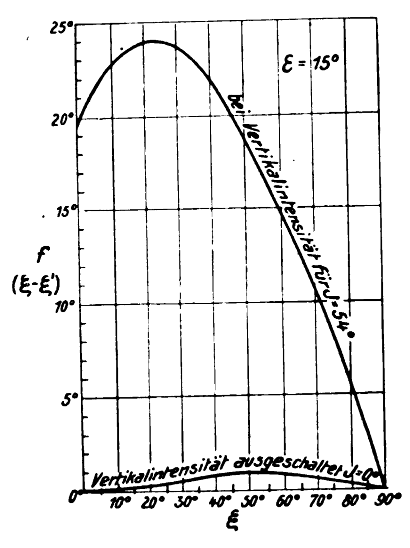


Abb. 2.

Größe des Winkels ξ von Bedeutung, wie dies aus den Abb. 2 und 3 hervorgeht, wo die Fehlerablenkungen der magnetischen Rosenachse für einen Wert von $I = 0$ und $I = 54^0$ und Werte von $\varepsilon = 15^0$ und 45^0 für alle Werte von ξ zwischen 0 und 90^0 dargestellt sind.

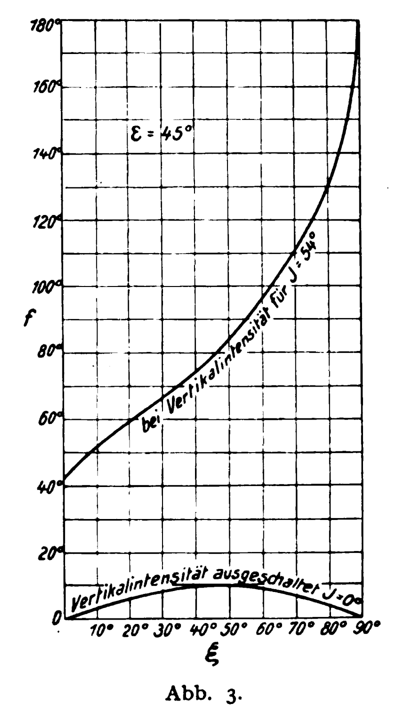


Abb. 3.

Wir sehen, daß für $I = 0$ und einen Wert für ε, der 15^0 nicht übersteigt, der Fehlerwinkel praktisch vernachlässigbar ist, denn er beträgt höchstens $0{,}9^0$, während er für die Inklination von 54^0 den Wert von 24^0 erreicht. Nun ist ein ε von

15° schon sehr recht hoch, es entspricht einem Krümmungsradius von ca. 600 m, für die Flugbahn einer 150 km Maschine. Beim Nebelflug auftretende, durch mangelhaftes Steuern hervorgerufene Größen von ε dürften an sich, wenn sie nicht durch das Gieren des Kompasses unterstützt werden, den vorerwähnten Betrag keinesfalls erreichen. Ist die Schwingung der Kompaßrose nur halbwegs gedämpft, so können die durch die ε-Größen hervorgerufenen Fehlerwinkel bei Fehlen der vertikalen Intensität den Betrag von wenigen Graden auch im Resonanzfalle nicht überschreiten. In der Abb. 3 sind die Gleichungen für ein $\varepsilon = 45^0$ ausgewertet. Während die Fehlerwinkel bei fehlender Vertikalintensität den Betrag von 10° noch nicht erreichen, wird die Kompaßrose bei einer Inklination von 54° bereits umgepolt, d. h. der Ablenkungswinkel bzw. Fehlerwinkel beträgt 180°, es ist also scheinbar der magnetische Südpol an die Stelle des Nordpols getreten.

Aus dem Vorausgesagten geht klar hervor, daß das einzige Mittel zur Bekämpfung dieses empfindlichen Übelstandes der Magnetkompasse im Luftfahrzeug darin besteht, den Einfluß der Vertikalintensität auf die Kompaßrose so viel als möglich auszuschalten. Nach einem Patent der Opt. Anstalt C. P. Goerz, A.-G., Berlin-Friedenau, welchem diese Gedankengänge zugrunde liegen, kann diese Fehlerwirkung der vertikalen Intensität so gut wie vollständig ausgeschaltet und so der Magnetkompaß für das Flugzeug erst richtig brauchbar gemacht werden. Denn dieses Laufen des normalen Kompasses und gerade im Zeitpunkt, wo man ihn am nötigsten braucht, ist ein sehr unangenehmer Übelstand dieses Instruments. Praktisch ist es meistens so, daß der Kompaß außer Sicht irdischer oder astronomischer Objekte anfängt, unruhig zu werden, und wenn der Pilot nun gewissenhaft nach dem Kompaß steuern will, er ohne zu wollen, das Übel nur noch schlimmer macht und die wirrsten Kurven reißt. Daß darin nicht nur eine bedeutende Verzögerung des Fluges, eine vollständige Desorientierung beim Austritt aus dem Nebel liegt, sondern auch die große Gefahr des Absturzes besteht, wenn der Pilot nicht durch andere Mittel (Geradfluganzeiger, künstlicher Horizont usw.) über die Lage seiner Maschine zum Erdhorizont bzw. zum monentanen Gesamtbeschleunigungsfeld orientiert wird, ist klar.

Da alle diese Instrumente unter Umständen viel komplizierter sind als ein Kompaß und anderseits den Kompaß doch nicht voll ersetzen können, so liegt es auf der Hand, daß eine Ausschaltung dieser so überaus unangenehmen Fehlerquellen nicht nur theoretisch interessant, sondern auch praktisch von großer Bedeutung ist.

Der Segelflug.

Von E. Rumpler.

Die Gegensätze berühren sich — auch im Flugzeugbau. Während das Ausland eine von Tag zu Tag sich steigernde Tätigkeit im Bau großer und größter Motorflugzeuge entwickelt, ist in Deutschland unter dem Zwange der durch die Entente geschaffenen Verhältnisse auf dem Gebiete des Flugwesens das gerade Gegenteil der Fall. Die Ententebestimmungen legten uns zuerst ein vollständiges Bauverbot auf. Jetzt gestatten sie wohl den Bau von Motorflugzeugen, aber mit so vielen einschränkenden Bedingungen, daß das noch Erlaubte gegenüber dem in der Flugtechnik bereits Erreichten wenig interessant ist.

Da die zulässige Motorstärke durch die Entente eine so große Verminderung erfahren hat, sagt sich der findige deutsche Konstrukteur, daß nunmehr ganze Arbeit gemacht werden müsse. Er wagt den Versuch des systematischen Baues motorloser Flugzeuge. Es ist klar, daß diese Aufgabe in bezug auf Wirtschaftlichkeit des Fluges die höchsten Anforderungen stellt. Der Motor bewirkt, daß die dem Flugzeuge etwa anhaftenden Konstruktionsfehler nicht oder nur in unklarer Form zum Ausdruck kommen. Fehlt der Motor aber vollständig, ist die Flugleistung nicht mehr das Ergebnis des Zusammenwirkens von Motorleistung und Flugzeugwiderstand, sondern hängt die Flugleistung von den Flugeigenschaften des motorlosen Flugzeuges allein ab, dann müssen sie besonders gut sein, um längere motorlose Flüge zu ermöglichen.

Das Verhältnis zwischen Motorflugzeug und motorlosem Flugzeug erinnert an das zwischen Automobil und Fahrrad. Da bei jenen der Motor die Leistung zu erbringen hat, wird der Frage geringen Gewichtes bis heute noch zu wenig Aufmerksamkeit geschenkt. Beim Fahrrad, bei dem die Muskeln des Menschen die Arbeit zu verrichten haben, wird jedes Gramm Konstruktionsgewicht gespart. Ähnlich ist es im Segelflugwesen. Da die motorische Kraftquelle fehlt, muß der Konstrukteur sinngemäß dem vorstehend Gesagten vorgehen und das Gewicht auf ein Minimum, die Wirtschaftlichkeit des Flugzeuges auf ein Maximum bringen.

Die Kraftquelle des Segelflugzeuges ist die Ungleichartigkeit des Windes. Dem Winde die zum Segeln notwendige Arbeit zu entnehmen, ist die ebenso interessante wie schwierige Aufgabe. Auch der Vogelflug hat noch keine klare Lösung der Geheimnisse des Segelfluges gebracht. Genau so ist es bei dem Gang des Menschen, der, obwohl in seinen einzelnen Phasen genau bekannt, doch bis heute auf mechanischem Wege einwandfrei nicht nachgeahmt werden kann. Erschwerend beim Segelflugproblem ist, daß uns das wundervolle elastische Material, die Vogelfeder, nicht zur Verfügung steht. Wir sind gezwungen, mit Ersatzmitteln zu arbeiten, die dem in der Natur vorhandenen Konstruktionsmaterial, der Vogelfeder, in keiner Weise nahekommen, weder im spezifischen Gewicht, in der Festigkeit, noch in der wundervollen Elastizität. Diese verursacht sehr wahrscheinlich die automatische Ausnutzung der Ungleichartigkeit des Windes. Wir empfinden die Notwendigkeit, den Mangel dieses elastischen Federmaterials durch den sog. Windfühler zu ersetzen. Nach meiner Ansicht genügt er aber nicht, da er Tatsachen feststellt, die bereits eingetreten sind, und die entsprechend auszunutzen daher keine Zeit mehr bleibt. Nach meiner Meinung müßte der »Windsichter« in Erscheinung treten, eine Einrichtung, die die Bö feststellt, **bevor** sie noch das Flugzeug erreicht hat. Dadurch ist also Zeit gewonnen, die herankommende Bö auszunutzen und in Tragwirkung umzusetzen. Gewaltige Probleme sind dies, die der zukünftigen Lösung harren.

Große Arbeiten sind auch noch im laufenden Jahre zu vollbringen. Es gilt, die bisherigen längsten Flüge — Klemperer am 30. August 13 min, Martens am 5. September 15 min 40 s, Hardt am 13. September 1921 21 min 37 s — zu überbieten. Sie werden auch überboten werden. Die Ausschreibung des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1922 fordert Minimalleistungen von 10 min bei einer mittleren Sinkgeschwindigkeit von höchstens 0,20 m/s. Der Industriepreis verlangt sogar einen ununterbrochenen Flug von mindestens 40 min, an den sich ohne Zwischenlandung ein Flug von mindestens 5 km Luftlinie anschließen muß.

Die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, die ihre besten Männer in den Dienst des Segelfluges gestellt hat, wird im Verein mit den Veranstaltern des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes der Welt beweisen, was deutsche Flugtechnik auch **ohne** Motor zu leisten vermag. Sie werden das Dichterwort bekräftigen: »In der Beschränkung zeigt sich erst der Meister.«

Gedanken zur Frage des Hochschulunterrichtes im Luftfahrtwesen.

Von A. Pröll, Hannover.

Wenn auch zurzeit die deutsche Luftfahrt unter den lähmenden Bestimmungen des Versailler Friedens und besonders des Londoner Ultimatums ganz daniederliegt, so darf doch gleichwohl mit der Hoffnung gerechnet werden, daß die Stimmen der Vernunft auch bei unseren Feinden Gehör finden, zudem diese selbst wohl wachsenden Schaden aus der dauernden Ausschaltung Deutschlands vom Luftverkehr erfahren werden.

Wir dürfen daher wohl mit der in absehbarer Zeit erfolgenden Aufhebung des Bauverbots[1]) für Flugzeuge rechnen,

[1]) Die Aufhebung des Bauverbots ist inzwischen am 5. Mai 1922 erfolgt. — Die Schriftleitung.

und dann sollte unsere Industrie gerüstet dastehen, um die zu erwartenden Anforderungen an den Luftverkehr zu erfüllen.

Wichtigkeit besonderen Studiums der Luftfahrtwissenschaft.

Weil voraussichtlich damit zu rechnen sein wird, daß wir uns auch nach Aufhebung des allgemeinen Bauverbotes noch längere Zeit auf wesentliche Einschränkungen bezüglich Größe und Leistungen der zu erbauenden Flugzeuge werden einstellen müssen, so werden neue Bauarten erforderlich sein, für welche vielfach erst neue Grundlagen geschaffen werden müssen. Vor allem aber ist eine großzügige Organisation des Luftfahrwesens mit den vielerlei dazu gehörigen Nebeneinrichtungen durchzuführen, und in erster Linie muß die deutsche Industrie durch Qualitätsarbeit sich wieder einen Platz auf dem internationalen Weltmarkt erobern.

Daß unsere Industrie dazu tatsächlich in der Lage ist, zeigen die Erfolge von Junkers-Flugzeugen in Amerika und die außerordentliche auch durch die Leistungen des Auslandes nicht erreichte Zuverlässigkeit der letzten deutschen Luftpostlinien.

Bei diesen neuen Aufgaben tritt auch die Frage an uns heran, wie sich die Ausbildung des flugtechnischen Ingenieurs in der nächsten Zukunft am besten und wirkungsvollsten durchführen läßt. Die »WGL« hat dieser sehr wichtigen Frage schon seit zwei Jahren besondere Aufmerksamkeit geschenkt und in einer »Denkschrift« (1921) die hauptsächlichsten Gesichtspunkte niedergelegt, welche für diese Ausbildung maßgebend sind, sowie die Forderungen daran geknüpft, welche ein gedeihlicher Hochschulunterricht auf diesem Gebiete erfüllen soll.

Durch die lange Zeit der erzwungenen Bauruhe sind viele Flugtechniker zu anderer Betätigung übergegangen, so daß mit Rücksicht auf die mögliche Aufhebung des Bauverbots in Zukunft immerhin mit einem, wenn auch nicht großen Bedarf an Ingenieuren der Luftfahrt zu rechnen ist. Von diesen wenigen wird aber ein besonders großes Maß von Können und Gestaltungskraft verlangt werden müssen.

Unzweckmäßigkeit des bisherigen Bildungsganges.

Unter diesen Umständen gewinnen die erwähnten Anregungen der WGL, welche weiterhin kurz umrissen werden sollen, besondere Bedeutung. Zu ihrer Beurteilung dürfte es aber angebracht sein, sich bei dieser Gelegenheit zu erinnern, in welcher Weise die wissenschaftlich-technische Vorbildung der Maschineningenieure an unseren Hochschulen bisher erfolgte. Es sind drei Hauptlehrmittel: Vorlesungen, theoretisch-konstruktive Übungen und Laboratoriumsübungen in Anwendung. Während nun in der zeichnerisch-konstruktiven Betätigung die selbständige Arbeit der Studierenden im allgemeinen recht wirksam zum Ausdruck kommt, blieben bisher in den mehr theoretisch gerichteten Fächern die Vorlesungen von überwiegender Bedeutung, die Übungen waren dagegen in den meisten Fällen schon wegen Zeitmangels auf die Erledigung einzelner Aufgaben beschränkt, welche von Studierenden überdies selten ganz selbständig bearbeitet und gelöst wurden. In ähnlicher Weise wurde auch die Bearbeitung selbständiger Laboratoriumsversuche in sehr vielen Fällen besonders durch den Massenbesuch der Hochschulen sehr erschwert. Dadurch entsteht aber eine beklagenswerte Unselbständigkeit in der Behandlung theoretisch-experimenteller Aufgaben: stellt man ein Problem, so hat man Gelegenheit, die Unbeholfenheit der meisten Studenten festzustellen, welche darin liegt, daß die Lehren der Theorie sich ihren Gedankengängen noch nicht in der richtigen Weise angepaßt haben: sie finden »den Ansatz« nicht, besitzen zwar (theoretisch) das Handwerkszeug, ohne sich aber dessen bedienen zu können.

Diese Schwierigkeiten treten in gleicher oder ähnlicher Weise auch beim Studium der Aeromechanik auf, sofern diese in althergebrachter Weise durch Vorlesungen und wenige Übungen allein erledigt werden müssen. Die eigentliche praktische Brauchbarkeit erlangt der Hochschulingenieur in vielen Fällen erst in der Praxis, dann, wenn die tägliche Beschäftigung mit einem beschränkten Arbeitsgebiet tieferes Eindringen in dasselbe verlangt. Dann wird er auch bei gehöriger Veranlagung in die Lage kommen, das wissenschaftliche Rüstzeug der Hochschule richtig und erfolgreich anzuwenden.

Hochschulreform. Seminaristischer Betrieb des luftfahrttechnischen Unterrichts.

Diese allgemein bekannten und mit Recht beklagten Tatsachen waren mit ein Grund und sicher nicht der geringste für die Bestrebungen zu einer modernen Hochschulreform. Sie haben auch in den bekannten Vorschlägen von Professor Aumund ihren deutlichsten Ausdruck gefunden.

In dem Bestreben, diese Schwierigkeiten zu bekämpfen, hatte man freilich auch schon früher durch Seminarübungen die Selbständigkeit der Studierenden zu heben gesucht, indessen hat sich bei der erklärlicherweise langsamen Anpassungsfähigkeit der bestehenden Studieneinrichtungen deren entsprechende Änderung nur in verhältnismäßig geringem Maße wirkungsvoll durchzusetzen vermocht, zumal solche Änderungen meist die Beratung und Genehmigung verschiedener akademischer und ministerieller Behörden erfordern.

Die junge Disziplin der Luftfahrt steht in dieser Beziehung günstiger da. Sie muß nunmehr vielleicht nach den Gedanken der »Denkschrift« oder in einer anderen, jedenfalls aber modernen und rationellen Weise an der Hochschule nicht bloß gelehrt, sondern von den Studierenden auch vollkommen aufgenommen und gekonnt werden. Da läßt sich nun leichter als bei den schon lange vorhandenen Fächern des Maschinenbaues von vornherein die »neue Methode« anwenden, die im Grunde doch nur eine mehr selbständige Arbeitsweise darstellt. Die Vorlesungen werden nunmehr in ausgiebigster Weise durch Seminarübungen ergänzt und zum Teil ersetzt werden können; ja es wäre denkbar, die Übungen voranzustellen, also sogleich mit einfachen Problemen der Flugtechnik die selbständige Tätigkeit der Hörer anzufachen, und danach erst durch zusammengefaßte Vorlesungen das von den Studierenden selbst gewonnenen Material zu ordnen, zu sichten und zu vertiefen.

Dabei wird dieser Arbeitsweise, die freilich für Massenbesuch sich nicht so gut anwenden läßt, der voraussichtlich geringere Besuch der aerodynamischen und flugtechnischen Fachvorlesungen zustatten kommen. So habe ich an der Technischen Hochschule Hannover mit recht gutem Erfolge sehr verschiedenartige Rechnungen und Diagramme für ein und dasselbe (Segel-) Flugzeug nach kurzer Einführung von etwa 14 Studierenden durcharbeiten lassen, wobei insbesondere die Vergleichsrechnungen verschiedener Varianten sehr anregende Einblicke gab und Gelegenheit zu instruktiven Besprechungen bot.

Richtlinien für das Studium der Luftfahrt.

In solchem Sinne und ähnlicher Art will nun auch die Denkschrift der WGL für die Zukunft den flugtechnischen Unterricht eingerichtet sehen, und sie stellt dafür eine Anzahl von »Richtlinien« auf, von denen die wichtigsten hier mitgeteilt sein mögen.

Das Hauptgewicht für das Studium des Luftfahrtzeugbaues (konstruktive Richtung) ist also im Einklang mit obigem nicht so sehr auf spezielle Vorlesungen sondern auf geschickt ausgewählte Übungen zu legen. Die Vorlesungen sollten sich auf verhältnismäßig wenige grundsätzliche Erörterungen beschränken; als Grundlage für die Übungen sollen auch weniger vollständige neue Entwürfe bearbeitet werden als vielmehr Konstruktionen bzw. Abänderungen ausgeführter Flugzeuge. Hauptsache bleibt dabei, daß der Studierende mit den besonderen Erfordernissen aerodynamischer Konstruktionen (geringes Gewicht, Rücksicht auf kleinste Widerstände, günstige Festigkeitsbedingungen) mehr und mehr vertraut gemacht.

Sehr wichtig ist es weiter, daß der Ingenieur auf der Hochschule theoretisch und soweit als möglich auch praktisch vorgebildet wird, daß er verschiedene häufig vorkommende »Anfängerfehler« aus der Konstruktionspraxis vermeidet. Er



muß daher eine gute Anschauung über ausgeführte brauchbare Typen besitzen und außerdem eingehend Bescheid wissen über die mechanischen, aerodynamischen, wirtschaftlichen und fabrikatorischen Grundlagen der Luftfahrt.

Es ist weiter unbedingt erforderlich, daß der Studierende die Fähigkeit erhält, gegebene Entwürfe zu bewerten oder abzuändern und gewisse häufig vorkommende allgemeine Einzelheiten und einfache Entwürfe auszuführen. Sache der Industrie ist es dagegen (zum mindesten vorläufig), den jungen Ingenieur in die besondere Konstruktionspraxis des betreffenden Werkes einzuführen. Beim Studium der Luftfahrtwissenschaft (theoretisch rechnerischer Teil) hat sich der Hochschulflugtechniker selbstverständlich alle diejenigen Kenntnisse anzueignen, welche Flugschülern während der theoretischen Ausbildung beigebracht werden, natürlich in erweitertem und wesentlich vertieftem Maße. In diesem Sinne ist es erforderlich, daß die Hochschule zum Studium aller jener Spezialfächer Gelegenheit gibt, welche die besondere Eigenart der Luftfahrtwissenschaft erfordert, beispielsweise Vorlesungen über Aeromechanik (hydromechanische Grundlagen des Fluges), Fluglehre (Berechnung und Konstruktion der Flugzeuge), Statik und Dynamik der Flugzeuge, Theorie und Bau von Propellern, Grundlagen der Motorkunde. Außerdem sollten fallweise auch entsprechende Vorlesungen über Theorie, Berechnung und Bau von Motorluftschiffen nicht fehlen, und endlich sind auf jeden Fall Vorträge über Wetterkunde, Navigation und Instrumente für die Luftfahrt an den Hochschulen für den künftigen Flugingenieur dringend erforderlich.

Von großer Wichtigkeit ist dabei die enge Verbindung des flugtechnischen Unterrichtes mit der Mechanik, welche ihrerseits wieder durch die Anwendung aus der Luftfahrt eine hervorragende Stütze und Anschaulichkeit erhält. Aus diesem Grunde sollte auch umgekehrt an allen Hochschulen in den üblichen Vorlesungen mehr als bisher auf die Luftfahrt Bezug genommen werden.

Laboratoriumsübungen. Aerodynamische und Flugtechnische Laboratorien.

Im modernen Hochschulunterricht bilden die Laboratoriumsübungen eine Ergänzung des Unterrichts von stets wachsender Bedeutung. Gerade in der Aerodynamik, wo so oft Theorie und Wirklichkeit in Widerstreit liegen, ist es notwendig, den Studierenden durch selbstangestellte messende Versuche die Grenzen der spekulativen Erforschungen des Gebietes eindringlich vor Augen zu führen. Die wichtigsten aerodynamischen Erkenntnisse und Sätze sollten, wenn möglich, stets durch das Experiment belegt werden. Außerdem ist es erforderlich, daß der Student einfache Messungen mit den wichtigsten Instrumenten flugtechnischer Art vorzunehmen in der Lage ist, auch einfache Profiluntersuchungen selbst ausführen kann. Zu solchen Zwecken ist ein kleiner Luftkanal oder ein anderer geeigneter Demonstrationsapparat für Strömungserscheinungen sehr wünschenswert. Wenn es irgend angeht, soll aber den Studierenden Gelegenheit gegeben werden, die experimentelle Flugtechnik aus eigener Anschauung und Erfahrung kennen zu lernen. Es könnte daher versucht werden, mit eigenen Hochschulmaschinen einfache Versuchsflüge unter Mitnahme selbstaufzeichnender Apparate auszuführen, deren Einstellung, Eichung, und Auswertung von den Studierenden durchgeführt werden müßte, nachdem die vorzunehmenden möglichst einfachen und klar zu bezeichnenden Probleme vorher ausführlich erörtert wurden. Voraussetzung dabei ist allerdings, daß die Versuchsflüge durch geschulte Fachleute, die auch wissen, worauf es ankommt, ausgeführt werden, und dies dürfte vorläufig wohl noch an den sehr erheblichen Kosten scheitern. Immerhin bieten Messungen der genannten Art und andere einfach auszuführende Untersuchungen am Flugzeug (Schwerpunktsbestimmung, Trägheitsmomentenmessung, Übungen im Verspannen, Messen der Einstellwinkel usw.) allerlei Möglichkeit zum Einarbeiten in das Gebiet. Auch könnte daran gedacht werden, Forschungsmittel für Doktoranden bereitzustellen, welche praktische Versuche zu wissenschaftlichen Zwecken im Flugzeug auszuführen beabsichtigen.

Übungen im Gleiterbau; praktische Flugversuche.

Eine besonders günstige Möglichkeit zu fliegerischer Betätigung bietet der neuerdings aufgekommene Gleit- und Segelflug, der auch einen seiner Wichtigkeit entsprechenden Platz an der Hochschule bekommen sollte. Es ist schon vorhin an einem Beispiel darauf hingewiesen worden, wie vorteilhaft sich die hierauf bezüglichen konstruktiven und rechnerischen Arbeiten im Übungsbetriebe verwerten lassen. Man könnte nun daran denken, die verhältnismäßig billigen Gleitflugzeuge systematisch von Studierenden bauen und dann zu Übungszwecken verwenden zu lassen. Schon jetzt haben ja an einzelnen Hochschulorten begeisterte Flugstudenten selbst solche Gleitflugzeuge gebaut und mit Erfolg auf heimischem Gelände oder in der Rhön geflogen. Das Interesse der Studierenden an der eigenen Konstruktion, das auch durch die sportliche Seite der Sache mächtig angefacht wird, muß als ein sehr wichtiger und günstiger Faktor für den Unterricht und die Vertiefung des flugtechnischen Gefühls sowie der Urteilsfähigkeit des Studierenden angesehen werden. Wenn das zuletzt erwähnte und gar nicht gering zu bewertende sportliche Interesse noch durch besondere Maßnahmen außerhalb der Hochschule (Wettbewerb, Wanderpreis, Zugehörigkeit zu besonderen Vereinigungen, wie Gleit- oder Modellflugverein, sogenannte akademische Fliegergruppen) wachgehalten und belebt werden kann, so geschieht dies sicher auch der fachlichen Ausbildung zum Nutzen.

Besetzung der flugtechnischen Lehrstühle.

Weiter aber ist aus dem Gesagten auch zu ersehen, daß die umfangreichen Lehrerfordernisse der Luftfahrt kaum durch eine einzige auf allen diesen Gebieten gleich tüchtige Kraft geleistet werden können. Es muß sowohl die Theorie als auch eine gute praktische konstruktive Ausbildung gegeben werden, und dies ist selten durch einen einzigen Dozenten möglich. Die Erfahrungen auf anderen Lehrgebieten, insbesondere im Schiffbau, weisen deutlich darauf hin, daß eine Trennung der Lehrkräfte durchaus günstig und notwendig ist (theoretischer und praktischer Luftfahrzeugbau). Auf jeden Fall ist der Unterricht so zu gestalten, daß er hauptamtlichen Charakter behält und durchaus vollwertig erteilt wird.

Notwendigkeit der allgemeinen maschinentechnischen Vorbildung.

Der vorauszusehenden Weiterentwicklung des Luftfahrwesens wird auch die Hochschule Rechnung tragen müssen, nicht etwa durch Schaffung einer neuen Fachabteilung, sondern vielleicht durch Hinzunahme der Luftfahrt als neuer Fachrichtung innerhalb des Maschinenbaues, wie dies schon für verschiedene große Sondergebiete (»Verkehrsmaschineningenieur«, »Laboratoriumsingenieur« usw.) an verschiedenen Hochschulen besteht. Im Anschluß hieran möge die oft gestellte Frage beantwortet werden, ob die Ausbildung der Luftfahrttechnik als besonderes Spezialstudium erfolgen soll, oder ob sie als Wahlfach des allgemeinen Maschinenbaues anzusehen sei, welchen dann der angehende Flugtechniker doch in erster Linie studieren müßte. Es kann die letztere Alternative nur unbedingt betont und befürwortet werden, und es muß vor einseitiger, wenn auch entsprechend vertiefter Ausbildung von nur flugtechnischen Ingenieuren dringend gewarnt werden, nicht bloß wegen der immerhin beschränkten Zukunftsaussichten sondern auch deshalb, weil gerade der allgemeine Maschinenbau als die befruchtende Quelle für den Flugzeug und Leichtmotorenbau angesehen werden muß.

Sondervorlesungen auf verwandten Gebieten. Die Luftfahrt in der »Außenabteilung«.

Der hohe Kulturwert der Luftfahrt verlangt es, daß jedem Studierenden von Technischen Hochschulen und Universitäten, nach Möglichkeit auch ehemaligen Studierenden, Ingenieuren, Lehrern usw. Gelegenheit geboten wird, sich mit ihren Grundlagen bekannt zu machen. Anderseits wird es die Eigenart des neuen Fluggebietes, in dem immer einzelne hervorragende Männer eine führende und schöpferische Rolle spielen werden, nicht selten mit sich bringen, daß deren Er-

fahrungen und Forschungsergebnisse einem größerem Kreise von Zuhörern zugänglich gemacht werden sollen, wozu an der Hochschule bisher eine Gelegenheit nicht gegeben war. Durch die neuen Reformvorschläge eines »Außeninstituts«, in welchem auch der Hochschule ferner stehende Personen laufende Vorlesungen halten können und die ebenso auch von außenstehenden belegt und gehört werden können, wird die Möglichkeit zur Erfüllung dieser Wünsche gegeben.

Da endlich das Flugzeug das lebhafte Interesse unserer heranwachsenden Jugend besitzt, ist es auch als Schulbeispiel weit über den Bereich der Technischen Hochschulen hinaus wertvoll und sollte auch in den höheren Schulen mehr als bisher im Physikunterricht herangezogen werden.

Bisherige Unterrichtsmöglichkeiten an deutschen Hochschulen.

Wie weit sind nun an deutschen Technischen Hochschulen die hier vorangesetzten Wünsche schon in Erfüllung umgesetzt? Darüber hat die WGL Anfang 1920 durch eine Umfrage Übersicht zu gewinnen versucht. Es sind Antworten von 11 Technischen Hochschulen, 4 Universitäten und dem Technikum Frankenhausen auf diese Umfrage eingelaufen, welche im vollem Umfange die oben aufgestellten Gedankengänge bestätigen. Im wesentlichen lassen sich die folgenden Punkte erkennen:

Lehrstühle für Flugtechnik bzw. Flugzeugbau in der hier gekennzeichneten Weise bestehen nur in Süddeutschland (Stuttgart und Darmstadt). Das Bedürfnis nach solchen wird aber insbesondere auch für Norddeutschland anerkannt. Dort bestehen zurzeit (1921) nur in Aachen, Berlin, Hannover Lehraufträge außerdem noch eine Dozentur in Berlin sowie ein Lehrauftrag in Braunschweig.

Besondere Erwähnung verdient in diesem Zusammenhang die flugtechnische Abteilung des Technikums Frankenhausen, welche in vorbildlicher Weise einen großen Teil der hier aufgestellten Forderungen in ihrem Lehrprogramm verwirklicht hat.

Ein Trennung der Lehraufträge ist zweifellos erforderlich in die Gebiete: Luftfahrtwissenschaft und Luftfahrzeugbau. Außerdem sollten, wenn irgend möglich, beide Lehraufträge hauptamtlichen Charakter haben, da eine bloß nebenamtliche Beschäftigung auf den Gebieten der Luftfahrt bei dessen Bedeutung nicht zweckmäßig ist.

Im Rahmen der Hochschulreform soll die Luftfahrt als Wahlfach zugelassen werden, auch soll beim Hauptexamen die Diplomarbeit aus diesem Gebiet entnommen werden können (diesem Wunsche ist durch die neuen Prüfungsordnungen größtenteils schon Rechnung getragen worden).

Auch an Universitäten soll angestrebt werden, daß die Vorlesungen für angewandte Mathematik, Meteorologie, angewandte Physik die Luftfahrt soweit berücksichtigen als erforderlich ist, um den Lehramtskandidaten richtige Grundanschauungen beizubringen.

Zusammenhang dieser Darlegungen mit dem Aumundschen Reformvorschlägen.

Mit den hier dargelegten Wünschen und Vorschlägen ist ein Programm zu umzeichen versucht worden, daß vielen Forderungen des bekannten Aumundschen Reformplanes gerecht wird, daß aber darüber hinaus besondere Gesichtspunkte für eine moderne Ausbildung in einem engeren Fachgebiet geben möchte. Der besondere Vorteil dieses neuen Fachgebietes ist es dabei auch, daß sich leichter als anderwärts für ihn ein solcher Reformplan prompt durchführen und in seinen Wirkungen überblicken lassen wird. Nichts wäre aber verkehrter, als nun diese Richtlinien in ein starres System zu pressen; es entspricht vielmehr gerade dem neuzeitlichen Geist, daß weitgehende Freiheit und Elastizität in der Aufstellung des Studienplanes und in der Wahl der einzelnen Unterrichtsmöglichkeiten herrsche.

Erforderliche staatliche Unterstützung.

Natürlich erfordert die Durchführung dieser Vorschläge auch besondere Mittel, die vom Staate aufgebracht werden müssen, die sich aber bei dem zweifellos zu erwartenden höheren »Wirkungsgrad« des Studiums wohl bezahlt machen würden. Bisher ist überhaupt für den luftfahrttechnischen Unterricht von Staats wegen sehr wenig getan worden, denn, wie die erwähnte Umfrage der WGL ergeben hat, stehen in erster Linie private Mittel für die an verschiedenen Hochschulen vorhandenen Einrichtungen zur Verfügung. Die bisher durch staatliche Mittel aufgebrachten Gelder für diese Institute sind aber viel zu gering für die Lösung der von ihnen zu erwartenden Aufgaben.

Die deutsche Luftfahrt wird bei Aufhebung des Bauverbotes wiederum vor einem kritischen Wendepunkt ihrer Entwicklung stehen. Da ist es Pflicht aller beteiligten Kreise, das Möglichste aufzubieten, um das uns aufgezwungene Zurückbleiben durch erhöhte Wertleistungen im Laufe der Zeit wieder wett zu machen. Welch dankbares Arbeitsfeld liegt hier gerade für unsere Hochschulen! Wir dürfen hoffen, daß sie im alten tatkräftigen Geiste, wenn auch auf zum Teil neuen Wegen sich diesen Aufgaben gewachsen zeigen werden.

Luftfahrerkarten.

Von A. Baeumker.

I. Vorbemerkungen.

Die Erschließung des Luftmeeres mußte Vermessung und Kartenwesen einschneidend beeinflussen. Bisher wurden die Grundlagen der Vermessung von der Erdoberfläche, also mehr oder weniger aus der Horizontalen, gewonnen und zur Draufsicht aus der Vertikalen nach Art einer Vogelschau in mehr oder weniger schematischer Form (durch sog. Signaturen) zu Karten umgewertet. Das gelenkte Luftfahrzeug gestattete mit Anwendung des Lichtbildes eine verkleinerte, mehr oder weniger naturgetreue Wiedergabe hauptsächlich der Grundrißverhältnisse und, beschränkt, auch der Höhen.

Die Einflüsse der sich neu entwickelnden Technik erstreckten sich mithin auf das Gebiet der Vermessung mit ihren verschiedenen Arbeitszweigen sowie auf das Gebiet der Kartendarstellung (Kartographie). Das erstere Gebiet ist von der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt durch Vorträge der kompetentesten Persönlichkeiten im Laufe der letzten beiden Jahre behandelt worden[1]). Zur Förderung des zweiten Gebietes, der Kartendarstellung, entsprechend den von der Luftfahrt ausgehenden neuen Einflüssen richtete die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt die Aufforderung an das hierfür zuständige Reichsministerium des Innern:

1. Die Erfahrungen mit dem vorhandenen Kartenmaterial zu sammeln,
2. für Kartenneuherstellung staatlicher und privater Stellen in geeigneter Form flugerfahrene Luftfahrer heranzuziehen.

Entsprechend der wirtschaftlichen Bedeutung für die beteiligten Industrien kommt dem ersteren der beiden Gebiete, welches oft mit dem Sammelbegriff »Luftmeßbildwesen« bezeichnet worden ist, bei einer ausgesprochenen Überlegenheit Deutschlands über das gesamte Ausland die größere Bedeutung zu. Veröffentlichungen hierzu sind in den Druckschriften der WGL erfolgt oder stehen in Aussicht.

Über die Arbeiten zur Förderung der Kartendarstellungsweise nach den Erfahrungen der Luftfahrt wird nachstehend kurz berichtet.

Die Behandlung der Luftfahrkartenfrage hatte auszugehen von früheren Erfahrungen und bei Vorschlägen die Ziele und

---

[1]) Vortrag des Herrn Dr. Gasser am Sprechabend der WGL im Flugverbandhaus am 8. 4. 21 über das Thema: »Die binokulare Technik der Luftbildmessung nach eigenen Forschungen.«

Vortrag des Herrn Dr. Gürtler bei der Jahresversammlung 1921 der WGL in München am 16. 9. 21 über das Thema: »Die Arbeiten des Luftbildes im Dienste der Landesvermessung usf.« Veröffentlichung im Jahrbuch 1921.

Vortrag des Herrn Prof. Hugershoff am Sprechabend der WGL im Flugverbandhaus am 10. 3. 22 über das Thema: »Eigene Erfahrungen auf dem Gebiete der Photogrammetrie aus Luftfahrzeugen.« Vortrag gelangt demnächst in unserer ZFM zum Abdruck.



Möglichkeiten der heutigen deutschen Luftfahrt zugrunde zu legen.

II. Rückblick.

In der Vorkriegszeit ist in den Luftfahrt treibenden Ländern sehr früh die Geeignetheit des vorhandenen Kartenmaterials geprüft worden. Es ist kein Zufall, daß die im Luftschiff- und Flugzeugbau führenden Länder Deutschland und Frankreich und demnächst England hierbei bestimmend waren. Über diese zunächst mehr theoretischen Untersuchungen hinaus suchten die einzelnen Staaten den neuen Forderungen an das vorhandene Kartenmaterial hauptsächlich durch entsprechende Ergänzungen der vorhandenen Karten nachzukommen. Die einheitliche internationale Regelung wurde wohl weitblickend ins Auge gefaßt. Sie konnte aber bei der geringen Entwicklung der Luftfahrt für Aufgaben des internationalen Verkehrs damals über theoretische Betrachtungen nicht hinauskommen.

Die »Topographische Übersichtskarte des Deutschen Reiches«, bunte Ausgabe, hob nach Ausdruck und Farbe die für die Orientierung aus der Luft wesentlichsten Punkte des Geländes gut heraus. Auch ihrem Maßstabe nach (1: 200000) entsprach diese in der Hauptsache für den Gebrauch auf der Erde bestimmte Karte entsprechend dem damaligen Stand der Flugtechnik — Flughöhe, Fahrgeschwindigkeit über Grund — den hauptsächlichsten Anforderungen der praktischen Luftfahrt.

In den anderen Luftfahrt treibenden Ländern fand die Kartenfrage zumeist eine ähnliche, provisorische Lösung.

Als der Krieg ausbrach, war die militärische Luftfahrt auf dasjenige Material angewiesen, was gerade verfügbar war. Wohl waren für das deutsche Heer einige Kartenblätter der Topographischen Übersichtskarte 1: 200000 über die Reichsgrenzen hinaus bereitgelegt. Die schnelle Vorwärtsbewegung der deutschen Kräfte in West und Ost zwang jedoch bald auch die Luftstreitkräfte auf die einzige verfügbare Karte dieser Gebiete, die »Übersichtskarte von Mitteleuropa« (Maßstab 1: 300000) oder gar auf die »Operationskarte« (Maßstab 1: 800000) bzw. auf die Karten 1: 200000 des k. u. k. Militärgeographischen Instituts zu Wien zurückzugreifen. Die Übersichtskarte von Mitteleuropa 1: 300000 war ihrer kartographischen Ausführung nach, besonders in den nun feindlichen Ländern, vom Luftfahrerstandpunkt wenig befriedigend. Auch die Karte 1: 200000 des Bundesgenossen genügte nicht. Die Karte 1: 800000 kam nur für ganz grobe Orientierung, bei Luftschiffen eher wie bei Flugzeugen, in Frage. Durch feldmäßige Behelfsdrucke wurden bei der Übersichtskarte von Mitteleuropa fehlende, für die Kriegführung wichtige Gebiete ergänzt. — Die Franzosen verfügten über eine eigene, vom französischen Aeroklub herausgegebene Karte für Luftfahrer. In kartographischer Beziehung lehnt sie sich stark an die französische Kartendarstellungsweise, beispielsweise an die Karten des Club Alpin Français, unter Abwandlung ihrer Ausdrucksformen auf die Aufgaben der Luftfahrt an. Wesentlich Neues bot die »Carte Aéronautique« des »Service Géographique de l'Armée«, die sich als Luftfahrkarte besonders folgerichtig den Eigenarten dieses neuen Zweiges bei bewußter Außerachtlassung alter kartographischer Grundsätze anpaßte. — Auch andere in gleicher Richtung liegende Arbeiten der Ententeländer sind bekannt geworden, ohne auf sie hier näher eingehen zu können.

Der Kriegsausgang hat dann mit der politischen Entscheidung auch durch die Friedensverträge die internationale Luftfahrt völlig umgestaltet. Machtpolitische und wirtschaftliche Gesichtspunkte führten zur völligen Niederhaltung unserer einst führenden deutschen Luftfahrt. Somit trat die Luftfahrerkartenfrage bei uns schon rein praktisch gesehen in den Hintergrund. In den Siegerländern wurde im Rahmen des Völkerbundes die »Internationale Konvention für Luftfahrt« abgeschlossen. Diese Konvention setzte in ihrem Anhang *F* für die Zukunft Bestimmungen für internationale Luftfahrerkarten und Bodenkennungen fest. Die Nichtaufnahme Deutschlands zum Völkerbund legte praktisch die Wirksamkeit der Konvention für Mittel-Europa lahm. Denn die nicht zur Entente gehörigen, Deutschland benachbarten Länder traten der Konvention mit mehr oder weniger starken Vorbehalten bei. Deutschland hat in der Kartenfrage Handlungsfreiheit. Der Anhang *F* selbst war Gegenstand lebhafter Auseinandersetzungen in England und Frankreich, die in der großen Erfahrung der Franzosen auf kartographischem Gebiet einerseits und in der wirtschaftlich-geographischen Einstellung der Engländer anderseits begründet sind.

III. Der heutige Stand der Frage im Ausland.

Die Internationale Konvention für Luftfahrt unterscheidet im Anhang *F* die Begriffe

Karten (im Sinne von Übersichtskarten kleiner Maßstäbe = 1: 1000000),

Pläne (im Sinne von örtlichen Karten größerer Maßstäbe = 1: 200000).

Bei dem Begriff »Karten« wird Anlehnung an die Weltkarte 1: 1000000 empfohlen.

Der kartographischen Ausführung für beide Arten liegen die gleichen Gesichtspunkte zugrunde, so daß der »Plan« einen vergrößerten, mehr ins einzelne gehenden Ausschnitt der eine allgemeine Übersicht darbietenden »Karte« wiedergibt.

Besonders heiß umstritten sind die Fragen der Projektion und der Farbengebung. Die bei der Projektionsfrage für das Mercator-System geltend gemachten Gesichtspunkte sind im allgemeinen von den Seefahrern nahestehenden Kreisen mit navigatorischen Forderungen begründet worden. Die für das bisher in der Luftfahrt gebräuchliche System eintretenden Kreise messen der Bodenorientierung die größere Bedeutung bei. — Die Frage der Farbengebung wird neuerdings so gelöst, daß das Kartenbild die Farben der Natur zur Erleichterung der Orientierung in richtigen Farben wiederspiegeln soll. Mit der bisherigen Ausführung der Karten, welche das weiße Papier als Grundfarbe für die Abstufung der Farben zugrunde legt, wird somit richtigerweise bewußt gebrochen, denn auch das bebaute oder unbebaute freie Feld wird in einer Farbe angelegt. Die Farbenkomposition soll die abgestufte Bedeutung der Einzelheit betont zum Ausdruck bringen. Durch Anwendung von sechs bzw. sieben Farbenwerten wird Fünf- bzw. Sechsfarbendruck notwendig. Das für die Luftfahrt Wichtige steht unter dem Kennwort »Aeronautische Informationen« mit der schwarzen Farbe in dieser Bewertung an erster Stelle. Über die abgestufte Wirksamkeit der Farbentöne laufen die Ansichten auseinander.

Entsprechend der verschiedenartigen Entwicklung der Kartenzeichnung in den Ländern wird bei der Höhendarstellung die Wirksamkeit der Schichtlinienzeichnung bzw. der braunen Schummerung unterschiedlich beurteilt.

Beurteilung dieser Entwicklung.

Die internationale Regelung der Kartenfrage durch Festlegung der allgemeinen Grundsätze nach gedanklichem Austausch ist erwünscht. Die wohl auf englischen Vorschlag zurückzuführende gemeinsame kartographische Ausführung der »Karten« und der »Pläne« scheint vom Standpunkt der Vereinfachung zweckmäßig. Der Maßstab 1: 200000 der Pläne ist durchaus unzweckmäßig. Fluggeschwindigkeit und teilweise auch Flughöhen lassen schon heute selbst den Maßstab 1: 300000 fast noch zu groß erscheinen. In Deutschland wurde schon seit 1915 fast nur noch mit Karten dieses Maßstabes trotz der durch ihre besondere Ausführung für die Luftfahrt gegebenen Schwierigkeiten geflogen. Ein Ende in der Entwicklung der Fluggeschwindigkeiten ist noch nicht abzusehen. Es scheint deshalb empfehlenswert, zunächst nur der Herstellung der »Karten« näherzutreten, statt der »Pläne« aber aus reichlich vorhandenem Kartenmaterial der verschiedenen Länder behelfsmäßig Karten für die Luftfahrt durch ergänzende Aufdrucke nach gemeinsam festzulegenden Grundsätzen herzustellen. Das entspricht auch der allgemeinen Finanzlage der meisten Nationen. Den allgemeinen Grundsätzen der Farbenwertigkeit vom Gesichtspunkt der Sichtempfindung aus dem Flugzeug wird beigestimmt. Die französischerseits angewandten maßstäblichen Übertreibungen vieler der Orientierung dienenden Einzelheiten



(Straßenbreiten, Ausmaß der Dörfer, Kirchen usw.) werden bei ausschließlich der Luftfahrt dienenden Karten und Plänen zur allgemeinen Einführung anempfohlen.

IV. Die Frage der Luftfahrerkarten in Deutschland am heutigen Tage.

Dem eingangs angeführten Antrage der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt gemäß, berief auf Veranlassung des Reichsministeriums des Innern das Reichsamt für Landesaufnahme im zweiten Halbjahr 1921 eine Kommission, welcher Vertreter der Behörden, der Wissenschaft und der Luftfahrt beitraten. Unter Leitung des Direktors der Kartographischen Abteilung des Reichsamtes, Herrn v. Müller, wurden in acht Sitzungen die Erfahrungen, welche mit dem vorhandenen Kartenmaterial gemacht wurden, besprochen und Richtlinien für künftige kartographische Arbeiten für Luftfahrtzwecke aufgestellt. Der Antrag der WGL auf Beteiligung der Privatkartenindustrie (Ursprungsantrag der WGL) wurde erst vertagt und später nicht wieder aufgegriffen.

Es wurde zunächst festgestellt, daß Deutschland nicht durch Beschlüsse der Internationalen Konvention für Luftfahrt gebunden sei. Da die endgültigen Bestimmungen über die Ausführung neuer Luftfahrerkarten noch nicht feststehen, bestände auch kein praktisches Bedürfnis, die weiteren Verhandlungen nach auswärtigen Auffassungen abzustimmen. Es wurden sodann die Grundzüge für eine durch den Verein »Flug und Hafen« und das Reichsamt, Kartographische Abteilung, mit Unterstützung des Reichsverkehrsministeriums herauszugebende »Übersichtskarte für den Luftverkehr« 1 : 2000000 festgelegt. Diese Karte ist als Ergänzung zu dem vom gleichen Verein mit der Kartographischen Abteilung für die Öffentlichkeit herauszugebenden »Flugführerhandbuch« (Volamecum) gedacht. Für die Anwendung zur Orientierung im Flugzeug ist sie nicht geeignet.

Es folgten Festsetzungen über die äußere Ausgestaltung der Kartenblätter einer Idealkarte im Sinne der »Pläne« der Internationalen Konvention und deren inneren Inhalt, immer ausgehend für eine Karte im Maßstab 1 : 300000. Besonders umstritten war hierbei die Darstellung des »für Landungen geeigneten Geländes«. Ins einzelne gehende Vergleiche durch Herstellung entsprechender Kartenproben hatten zum Ergebnis, daß man Landegelände auf Wiesen von mindestens 2 km Ausdehnung wiedergeben will. — Manche Festsetzungen hafteten nach dem Empfinden des Berichters an den bisherigen für die Benutzung auf der Erde gedachten Darstellungsmethoden. Das durch die Aufgaben der Orientierung aus der Luft gegebene grundsätzlich Neue vermochte sich nicht völlig in der in Abschnitt III erläuterten freien Form durchzusetzen. Eine Umsetzung dieser theoretischen Untersuchung zu praktischer Anwendung steht übrigens bei unserer Finanzlage nicht in Frage.

Das Wesentlichste, weil heutigentags Bedeutungsvollste, waren die Untersuchungen über die Möglichkeiten für Umwandlung der vorhandenen Übersichtskarten 1 : 300000 in Luftfahrerkarten. Die Steigerung der Übersichtlichkeit für den Luftfahrer durch grellere Farben wurde als möglich bezeichnet. Der ein Mindestmaß an Forderungen für den praktischen Luftverkehr darstellende Vorschlag der WGL, durch besonderen einfarbigen Eindruck in Rot wenigstens die den Luftfahrer interessierenden Luftfahrtinformationen, wie Flugplätze, Notlandeplätze, Gefahrzonen, Wetter- und Funkenstationen in normalen Karten 1 : 300000 festzulegen, wurde zurückgezogen, als der Vertreter der größten Luftverkehrsfirma das Bedürfnis verneinte. Wir sind nach allgemeiner Ingebrauchnahme der Karte 1 : 300000 im Luftverkehr somit in der Kartenfrage weiter zurück als im Jahre 1914. Zu dieser Zeit waren in der damals gebräuchlichen »Topographischen Übersichtskarte 1 : 200000«, bunte Ausgabe, wenigstens die vorhandenen Flugplätze in Rot eingedruckt. Die große fliegerische Erfahrung der Kriegs- und Nachkriegsjahre über Landemöglichkeiten und Fluggefahren im ganzen Reich bleiben somit hauptsächlich auf die Mitglieder eines Vereins der Flughäfen und Luftverkehrsunternehmungen beschränkt, dessen Wirksamkeit nach außen entsprechend den heutigen äußeren Verhältnissen eng begrenzt ist. Das in Arbeit befindliche, vorstehend erwähnte »Flugführerhandbuch« kann diese Lücke nur teilweise schließen.

Dem Vorschlag eines Vertreters der WGL, in den vorhandenen, für die Luftfahrt geeigneten deutschen Kartenwerken vor Neuauflagen diejenigen Signaturen abzuändern, welche der leichten Orientierung im Luftfahrzeug hinderlich sind, konnte die Kartographische Abteilung im Hinblick auf die außerordentlichen Kosten nicht zustimmen. Für die Herstellung neuer, auch vom Luftfahrer benutzbarer Kartenwerke, wurde die Fühlungnahme mit Luftfahrern zugesagt.

Den Förderern der Gedanken der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, insbesondere auch der Kartographischen Abteilung des Reichsamtes für Landesaufnahme und ihrem Direktor, Herrn v. Müller, sei an dieser Stelle der Dank für ihre unermüdliche, im Interesse der Zuverlässigkeit und Betriebssicherheit der deutschen Verkehrsluftfahrt liegende Arbeit ausgesprochen.

Es wird an dieser Stelle die Hoffnung ausgedrückt, daß die Herstellung einer behelfsmäßigen Luftfahrerkarte, zum wenigsten durch behelfsmäßigen Eindruck der wichtigsten »Luftinformationen« in die vorhandene Übersichtskarte von Mitteleuropa 1 : 300000, entsprechend den Ansichten der Kartographischen Abteilung des Reichsamtes für Landesaufnahme und der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt seitens der Luftfahrerkreise und der Behörden weiter gefördert wird.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G. m. b. H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

ZFM

SCHRIFTLEITUNG:

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

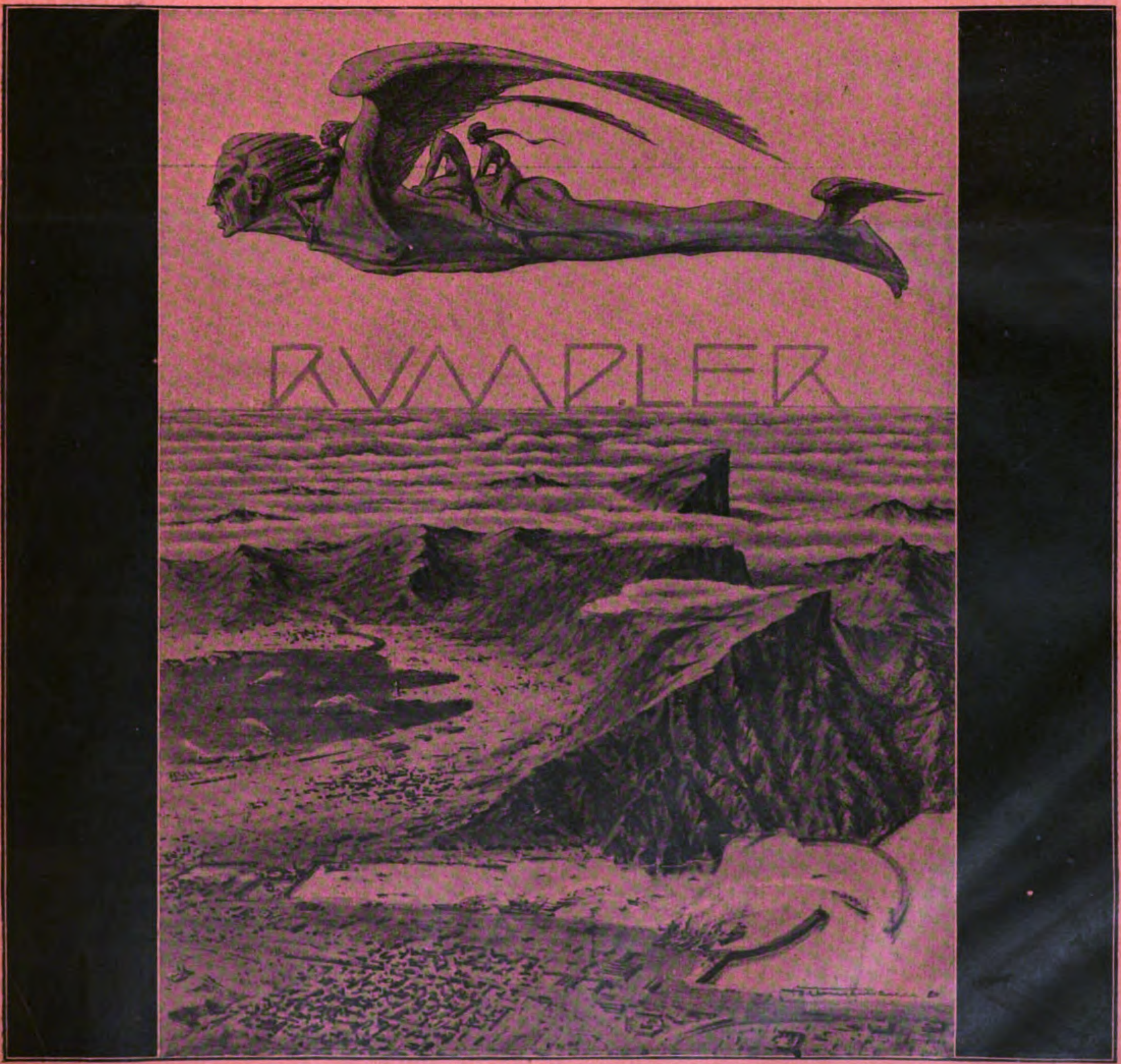
Dr.-Ing. e. h. Dr. L. Prandtl
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. Wilh. Hoff
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

12. Heft — 30. Juni 1922 — 13. Jahrgang

INHALT:



Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17**, zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zum Preise von M. 16.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien Fr. 25.—), England sh. 12.—), Dänemark (Kr. 10.-), Frankreich (Fr. 25.-), Japan (Yen 3.-), Italien (Lire 35.—), Luxemburg (Fr. 25.-), Niederlande (fl. 7.—), Norwegen (Kr. 11.—), Schweden (Kr. 10.—), Spanien (Pes. 15.—), Schweiz (Fr. 14.—), V. St. A. (Doll. 3.—).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 1.20 für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf 90 Pf. für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand**, die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München.
Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

12. Heft 30. Juni 1922 13. Jahrgang

Auch ein dem Untergang geweihtes Denkmal deutscher Luftschiffahrt.

Von Hermann Busch, Berlin-Südende.

In allernächster Zeit wird voraussichtlich die deutsche Luftschiffahrt eines der letzten auf ihren ehemals so reich ausgestatteten Luftschiffhäfen noch bestehenden Bauwerke — zugleich das monumentalste und technisch eigenartigste, welches deutsche Ingenieurbauwissenschaft ihr geschenkt hat — der Vernichtung anheimfallen sehen, die drehbare Doppelluftschiffhalle in Nordholz bei Kuxhaven. Sie folgt als letzte der langen Reihe der festen Luftschiffhallen und Flugzeughallen, die sinnlose Zerstörungswut, gepaart mit nackter Habgier unserer Feinde auf Grund des Vertrages von Versailles dem Erdboden gleichgemacht und zum größten Teil dem Alteisenhandel, nur zu einem verschwindenden Teil dem Wiederaufbau zu gleichem Zweck, dann aber in den bisher feindlichen Ländern zugeführt hat. Wenn auch von der interalliierten Kommission die Vernichtung und Auslieferung der Nordholzer Drehhalle nicht unmittelbar verlangt worden ist, so ist das Bauwerk doch ebenfalls als ein Opfer des Vertrages von Versailles anzusehen. Ihre Daseinsberechtigung ist ihr durch das Luftschiffahrtverbot für unabsehbare Zeit genommen, ihr Verfall könnte nur mit unverhältnismäßig hohen, sich dauernd steigernden finanziellen Opfern aufgehalten werden. Der Abbruch und die Verwertung des jetzt noch sehr wertvollen Materials läßt sich daher nicht länger vermeiden. Vermutlich wird von dem, einen hohen technischen und wissenschaftlichen Wert darstellenden Bauwerk jede Spur verschwinden; es mag deshalb durch folgende Ausführungen sein Bild gezeichnet und die für seine Entstehung seinerzeit maßgebenden Gesichtspunkte festgehalten werden.

Im Jahre 1912 nahm die deutsche Kaiserliche Marine die Luftschiffahrt mit Ernst und Nachdruck in die Hand. Als das erste Marineluftschiff »L 1«, erbaut von der Zeppelinwerft in Friedrichshafen, zur Ablieferung gelangte, trat auch zugleich als das nächst den Schiffen bedeutsamste Problem, die Schaffung einer den zahlreichen, zum Teil noch recht unbekannten Tücken des neuen Mediums am besten begegnenden, schützenden Unterkunft für die Schiffe in den Vordergrund. Den mit der Entwicklung der Luftschiffahrt in der Marine betrauten Dienststellen gebührt das Verdienst, diesem Problem von vornherein zielbewußt und mit größtem Eifer zu Leibe gegangen zu sein mit dem Ziel, möglichst Vollkommenes zu schaffen. Alle Möglichkeiten, den der Eigenart seiner Konstruktion entsprechend wenig widerstandsfähigen Schiffskörper vor den Fährnissen des Ein- und Ausbringens in und aus seiner schützenden Unterkunft bei ungünstiger Witterung zu bewahren, zugleich aber auch schnelle Bereitschaft der Schiffe für ihre militärische Verwendung, genügend bequeme Versorgung mit Betriebsstoffen und schließlich auch wirtschaftlichste Ausnutzung der überbauten Fläche zu erzielen, wurden eingehend durchgearbeitet und im engsten Zusammenhang zwischen der Baubehörde und dem ersten Luftschiffkommando, welches bereits im Fahrdienst mit L 1 reiche Erfahrungen sammelte, erörtert. Das Ergebnis dieser Arbeit, die bei der viele Aktenstücke füllenden Menge von Vorschlägen und mehr oder weniger durchführbaren »Erfindungen« nicht leicht zu bewältigen war und wegen des Mangels an ausreichenden Erfahrungen auf diesem Gebiet nur mit Mühe zu einem Abschluß, bei dem sich die Urteile aller Sachverständigen zusammenfanden, gebracht werden konnten, war der Plan, eine drehbare Doppelhalle zu bauen. Eine drehbare Halle wurde gewählt, weil diese die Forderung, einem Luftschiff das Ein- und Ausfahren bei jeder Windrichtung mit möglichst geringer Gefahr zu gestatten, in der vollkommensten Weise zu erfüllen versprach — eine Aufgabe, deren Lösung eine Reihe empfindlicher Verluste und Beschädigungen von Luftschiffen während der noch kurzen Entwicklungszeit des Fahrbetriebs mit Zeppelinschiffen als dringend notwendig gezeigt hatte. Eine Doppelhalle oder besser eine zweischiffige Halle sollte es sein, weil eine solche für ihren Drehkreis und die ringsum frei zu haltende Zone praktisch nicht mehr Gelände beansprucht als eine einschiffige Halle, weil ferner die Versorgungseinrichtungen einfacher und billiger herzustellen sind und weil sich die Kosten des Hallenbaues für die Schiffseinheit erheblich billiger stellen als bei zwei getrennten einschiffigen Hallen.

Die Aufgabe, eine drehbare Halle für Luftschiffe zu bauen, war bereits einmal gelöst worden. Die Firma Siemens-Schuckert hatte für ein Luftschiff ihrer eigenen Konstruktion eine solche Halle in Biesdorf, in der östlichen Umgebung Berlins erbaut[1]). Man tappte also hinsichtlich der möglichen Konstruktionsart nicht ganz im Dunkeln. Es lag daher nahe, bei dem Entwurf der geplanten Halle von der Konstruktionsart der Biesdorfer Drehhalle auszugehen und sich die beim Bau derselben gemachten Erfahrungen möglichst zunutze zu machen. Die genannte Halle war ein ringsum geschlossenes Bauwerk mit festem Fußboden, welches unter der Tragkonstruktion des Fußbodens durch 8 Laufwagen auf 2 Schienenkränzen gestützt und durch einen Mittelzapfen geführt wurde. Es mag hier eingeschaltet werden, daß der Vorschlag, die neue Halle im Gegensatz zur Biesdorfer Halle ohne vollen Fußboden und ohne Mittelzapfen zu konstruieren, von der maßgebenden Stelle verworfen wurde, weil, abgesehen von nicht ausreichender wirtschaftlicher Überlegenheit und schwerwiegenden betrieblichen Nachteilen, befürchtet werden mußte, daß, wenn überhaupt eine brauchbare Lösung herauskam, sie erst nach einer ganzen Reihe von Versuchen und Fehlschlägen am fertigen Objekt zu erreichen sein würde. Die Halle wurde aber dringend gebraucht, und es mußte größter Wert darauf gelegt werden nach Fertigstellung nicht nur ein technisch zweifellos sehr interessantes Versuchsobjekt geschaffen zu haben, sondern eine voll betriebsfähige und durchaus betriebssichere Halle zu besitzen. Es wurde daher nicht für vertretbar gehalten, diesen Schritt ins »Bodenlose« zu machen, und Fußboden sowie Mittelzapfen, die sich bei der Biesdorfer Halle durchaus bewährt hatten, wurden auch für den vorliegenden Plan ins Auge gefaßt.

Die Biesdorfer Halle war indessen nur einschiffig und hatte nur eine Länge von 135 m, eine lichte Höhe von 24,9 m und eine lichte Weite von 25,8 m. Ihr Gesamtgewicht betrug nur 800 t. Sollte die vorliegende Aufgabe in möglichst wirtschaftlicher Weise gelöst werden, d. h. sollte die neue Halle zweischiffig gebaut werden und mit solchen Abmessungen, daß damit der zurzeit zu vermutenden künftigen Entwicklung der Luftschiffgrößen einigermaßen Rechnung getragen wurde — spätere wesentliche Verlängerungsmöglichkeiten der Halle in Betracht zu ziehen, hätte das Problem technisch in ganz unübersehbarer Weise kompliziert — so mußte man sich damit abfinden, daß das Gewicht der Hallenkonstruktion nicht im einfachen Verhältnis, sondern im mehrfachen mit dem Größerwerden der Hallenabmessungen wächst. Es waren also hier ganz andere Lasten auf Räder zu setzen, ganz andere Massen zu bewegen und ganz andere Widerstände zu überwinden. Betrug doch das Gewicht der fertiggestellten Doppeldrehhalle 4600 t, also das $5\frac{3}{4}$fache. Wenn daher auch der durch den Bau der Biesdorfer Halle gezeigte Weg weiter beschritten wurde, so ergaben sich doch erhebliche grundsätzliche Änderungen in der Konstruktionsweise bei der Bearbeitung des Entwurfs, entsprechend den gesteigerten Anforderungen der Aufgabe.

Bei der Bestimmung der Abmessungen des Hallenraums wurde von dem zur Zeit der Entwurfsbearbeitung zur Ablieferung gelangenden Marineluftschiff »L 1« und dem in Auftrag gegebenen »L 2« ausgegangen. Die Länge von L 1 bzw. L 2 betrug 158 m, die größte Höhe 19,0 m, die größte Breite zwischen den Luftschrauben 21 m bzw. 22,9 m. Danach wurde die Länge von 182 m festgesetzt. Als lichte Weite zwischen den lotrechten Wandteilen wurden zunächst 30 m angenommen. Eine nochmalige Nachprüfung führte jedoch dazu, die Möglichkeit einer Vergrößerung des Schiffsdurchmessers auf 20 m

[1]) O. Krell: »Das Luftschiff der Siemens-Schuckert-Werke und seine Halle«, ZFM 1911, Heft 5, 6 und 19.

und des Abstandes der Luftschraubenkreise auf 30 m ins Auge zu fassen und die lichte Weite unter Einrechnung eines Spielraums von 2,5 m an jeder Seite zu 35 m zu wählen. Die lichte Höhe wurde mit 30 m für Zeppelinschiffe zwar überreichlich bemessen, für Schütte-Lanzschiffe, auf welche ebenfalls Rücksicht zu nehmen war, mußte jedoch diese Höhe vorhanden sein. Über diese Abmessungen hinauszugehen, erschien nicht dringend geboten, da für eine normale Entwicklung genügend Vorsorge getroffen war und da bei eintretender Notwendigkeit, das Marineluftschiffwesen weiter auszugestalten, mit weiteren Schiffen auch weitere Hallen erbaut werden mußten, deren Abmessungen dann, den mit den ersten Schiffen gemachten Erfahrungen entsprechend, bestimmt werden konnten. Andererseits mahnte die Rücksicht auf die mit Vergrößerung der Hallenabmessungen schnell sich steigernde Gewichtszunahme und die daraus sich ergebenden Konstruktionsschwierigkeiten zu möglichster Beschränkung. War schon den Erbauern der kleinen Biesdorfer Halle nach ihren Berichten nicht erspart geblieben, allerlei Erfahrungen zu machen, bevor die Betriebsfähigkeit erreicht wurde, in wieviel größerem Maße mußte damit bei den erheblich gesteigerten Größenverhältnissen gerechnet werden!

Die Ausgestaltung des eigentlichen Hallenkörpers wurde somit bis ins einzelne von der Forderung äußerster Gewichtsersparnis beherrscht. Eine weitere Hauptforderung ergab sich aus der Eigenart der Betriebsbedingungen der Luftschiffe, der Verwendung großer Mengen von Stoffen außerordentlich hoher Feuers- und Explosionsgefährlichkeit. Beide Forderungen waren nicht leicht miteinander in Einklang zu bringen. Gerade solche Bauweisen, die einen besonders hohen Grad der Feuersicherheit gewährleisteten, wie Mauerwerk, Beton mußten ihres großen Gewichts wegen ausgeschlossen werden. Andererseits ergaben sich aus der Rücksicht auf Feuersicherheit bauliche Maßnahmen, die erhebliche Gewichtsvermehrungen bedeuteten, wie die Herstellung einer mittleren Trennungswand als feuersicherer Abschluß der beiden aufzunehmenden Schiffe voneinander. Für das Tragwerk kam dementsprechend nur Eisen in Frage. (Abb. 1.)

Das ganze Gewicht der Halle wird durch ein System von Längsträgern, Querträgern, Dachbindern und Wandgliedern auf drei in der Längsrichtung der Halle liegende Hauptträger und zwar auf einen in der Mittelwand und je einen in den beiden Außenwänden übertragen. Diese Hauptträger sind 182 m lang und sind durch Fahrgestelle an je zwei Punkten derart unterstützt, daß sie an beiden Enden 28 m überhängen. Der mittlere ist außerdem in der Mitte geteilt und noch einmal am Mittelzapfen unterstützt. Der Hauptwindverband liegt unter den Fußbodenträgern und überträgt die horizontalen Kräfte zum größeren Teil auf den Mittelzapfen, zum kleineren Teil auf die Fahrgestelle und den Schienenkranz. An die drei Hauptträger schließt sich oben als beiderseits überhängender Teil die Dachkonstruktion, unten die Tragkonstruktion des Fußbodens an, so daß sich das Hallengerippe im Querschnitt als I-Form darstellt. Die Bekleidung der seitlichen Wände und der Dachflächen sind so leicht gehalten, daß sie dem Druck einer etwaigen Explosion geringen Widerstand entgegensetzen, um die Explosionswirkung auf die hauptsächlich tragenden Teile und von einem Hallenraum auf den benachbarten möglichst herabzumindern. Die Baustoffe für die Ausfüllung des Hallengerippes waren möglichst leicht, dabei aber doch hinreichend fest, feuersicher und wärmeundurchlässig zu wählen, und zwar in Formen, die einen wind-, regen- und schneedichten Abschluß auch bei leichten Schwankungen und Temperaturänderungen der Eisenkonstruktion gewährleisteten. Der Fußboden besteht aus Holzbohlen. Hier glaubte man wegen der sonstigen Vorzüge von der Forderung absoluter Feuersicherheit unbedenklich abgehen zu können, weil so große glatte Flächen verhältnismäßig schwer in Brand geraten und auch leicht gelöscht werden können. In der Mitte jeder Hallenhälfte ist jedoch noch ein 7 m breiter Streifen mit einem feuersicheren Steinholzmaterial bedeckt, nicht nur des Feuerschutzes dieser Flächen, wo Benzin und Öl abtropfen kann, wegen, sondern auch weil sich dort die Ablaßstellen des Ballastwassers befinden. Für die Seitenwände sind Eternit und Tekton verwendet worden, soweit sie nicht von Fenstern eingenommen werden, die wegen der Explosionsgefahr möglichst groß gewählt sind. Die Verglasung besteht aus Drahtglas von gelber Farbe, die für die Konservierung der Hüllen und Wasserstoffzellen der Luftschiffe besonders günstig ist. Ein dichtes, genügend wärmeundurchlässiges und dabei leichtes Dach wurde durch Holzverschalung mit teerfreier Dachpappe auf Wellblechtafeln als Tragkonstruktion erreicht. Die ganze Eisenkonstruktion der Halle liegt zum Schutz gegen Witterungseinflüsse innerhalb der Wandbekleidung.

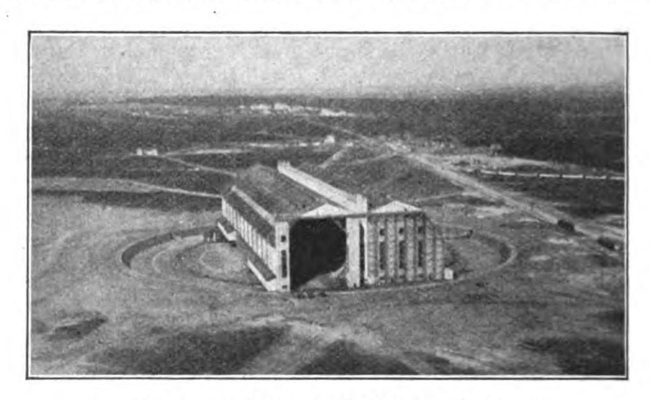


Abb. 2. Ansicht der Einfahrt mit Toren.

Die Wahl des Materials für die feuersichere Trennungswand bereitete einiges Kopfzerbrechen wegen der Gewichtsfrage. Man entschied sich für Auflösung in zwei Wände, entsprechend der mittleren Tragkonstruktion in 5 m Abstand voneinander, und zwar für Herstellung aus 1¼ mm starken Blechtafeln, die gegenüber anderen Baustoffen wie Drahtasbest oder Eternit mit Drahtnetz den Vorzug größerer Elastizität und günstigerer Befestigungsmöglichkeit zur Aufnahme von Formänderungen auch bei kleinerem Explosionsdruck besitzen. Die Wände sind noch 3 m höher geführt worden als die Dachfläche, um das Überspringen von Flammen zu verhüten.

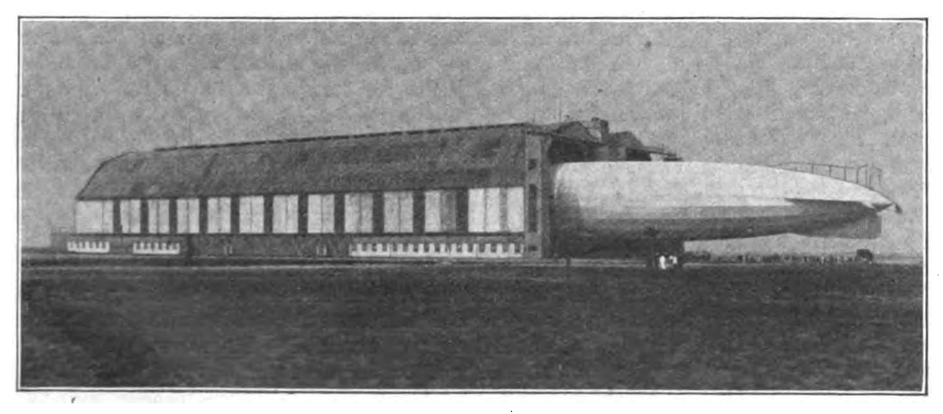


Abb. 1. Längsansicht mit Toröffnung.

Die eine Giebelseite der Halle ist durch eine Wand geschlossen, die andere Giebelseite dient zum Ein- und Ausfahren und ist durch Tore verschließbar. Um ein weites Überstehen der geöffneten Torflügel nach außen zu vermeiden, ist die Torfläche in vier dreiseitige Prismen aufgelöst worden, die zum Öffnen derart umeinander und um vertikale Achsen geklappt werden, daß sie schließlich als schmale Säulen neben den Einfahrtsöffnungen stehen. Als Übergang von der Halle zum Gelände ist auf der Torseite ein Anfahrpodest vorgekragt; am geschlossenen Giebel ist in ähnlicher Weise ein Anbau zur Aufnahme einer elektrischen Unterstation angeordnet. (Abb. 2.)

Da sich in der Nähe der Drehhalle keine über das Gelände herausragenden Bauwerke o. ä. befinden durften, so mußten die für den Luftschiffbetrieb erforderlichen Nebenanlagen, wie Diensträume, Werkstattsräume, Aborte u. a. m. an die Halle



angebaut werden, so daß sie sich mitdrehen. Diese Räume sind an allen vier Ecken in der Nähe der Auflager der Hauptträger angebaut, aber durch einen Luftzwischenraum von den Hallenräumen getrennt. Um an alle Teile der Konstruktion jederzeit leicht herankommen zu können, namentlich bei Bränden und zur Revision, wurden Laufstege, Treppen, Leitern und Revisionsgerüste vorgesehen.

Die Drehbarkeit der Halle ist dadurch erreicht, daß die gesamte Last auf acht Laufwagen, die auf einem doppelschienigen Schienenkranz von 73,5 m Radius konzentrisch zum Mittelzapfen laufen, verteilt ist. Dabei wird, der Verteilung der Hallenlast auf die drei Hauptträger entsprechend, der mittlere Hauptträger durch zweimal je zwei, jeder der beiden äußeren Hauptträger durch zweimal je einen Laufwagen unterstützt. Die Laufwagen haben 1,5 m Spurweite und sind so konstruiert, daß je zwei Räder, die auf derselben Schiene laufen in einem Radkasten zusammengefaßt, daß ferner die beiden nebeneinander laufenden Radkästen durch einen Querträger zu einem dem Drehgestell der Eisenbahnwagen ähnlichen Fahrgestell verbunden sind, und daß schließlich ein 5 m langer Hauptwagenträger, welcher auf den Querträgern zweier hintereinander laufender Fahrgestelle liegend, diese zu einem Laufwagen vereinigt und die Last der Halle aufnimmt. Die Räder haben 1,5 m Durchm. und eine Tragfähigkeit von je 85 t. Besondere Vorrichtungen mußten an den Laufwagen angebracht werden, um die Räder auf den Schienen sicher zu führen, da Spurkränze wegen der großen Beanspruchungen nicht verwendbar waren, ferner um der Veränderlichkeit des Abstands der Auflagerpunkte vom Mittelpunkt der Halle infolge Temperaturausdehnung der Hallenkonstruktion Rechnung zu tragen, schließlich um einen gleichmäßigen Antrieb zu erzielen. Angetrieben wird jeder der acht Laufwagen durch je zwei der äußersten Laufräder, zusammen mit einer Stundenleistung von 184 PS, und zwar durch Elektromotoren, deren Leistung so bemessen ist, daß die Halle in einer Stunde eine volle Umdrehung ausführen kann.

Große Aufmerksamkeit mußte auch dem Laufkranz und dem Mittelzapfen gewidmet werden, da für die Beurteilung des Verhaltens dieser Teile unter der außerordentlichen Beanspruchung jede sichere Erfahrungsunterlage fehlte. Der 3 m breite Unterbau des Laufkranzes besteht aus Eisenbeton und ist durch radiale lotrechte Fugen in zwölf Bogenstücke zerlegt. Unter den Fugen sind laschenartige Betonklötze angeordnet. Auf dem Eisenbetonfundament liegen zwei Reihen Granitquadern, die jede eine starke Stahlgußschiene besonderen Profils tragen. Da sich bei der Biesdorfer Halle gezeigt hatte, daß die Schienen unter dem Druck der Räder hochgebogen wurden, wurden die Schienen hier im Abstand von 1 m mit Zugankern durch die Granitquadern hindurch in dem Eisenbetonfundament verankert. Den Temperatureinflüssen wurde dadurch Rechnung getragen, daß der Schiene eine geringe Verschiebung in radialer Richtung ermöglicht ist. Die Stahlgußstücke der Schienen wurden an den Seiten erst auf der Baustelle bearbeitet wegen der Schwierigkeit der Verlegung in der genauen Kreislinie. Trotz aller Sorgfalt bei Behandlung der Schienenfrage zeigte sich doch nach etwa zweijährigem Betrieb, daß die Laufräder aus Nickelstahl von hoher Festigkeit die Laufflächen der Schienen namentlich an den Stößen ziemlich stark ausgehöhlt hatten, ein Zeichen, daß das Material weit über die Elastizitätsgrenze hinaus beansprucht worden war und daß das Schienenprofil nicht genügte.

Der Ersatz der Schienen durch solche von noch hochwertigerem Material war ins Auge gefaßt, wurde jedoch bis zum Kriegsende verschoben, da erst noch sehr eingehende Studien über die erforderliche Beschaffenheit des Materials für so außerordentliche Beanspruchungen nötig waren, die sich während des Krieges von selbst verboten. Nach Kriegsschluß ist die Ausführung selbstverständlich unterblieben.

Der Mittelzapfen dient zur Führung der Halle bei der Drehbewegung und zur Aufnahme des Winddrucks. Der Windverband umfaßt den Mittelzapfen mit einem rechteckigen Rahmen, der vier Gleitlager trägt und mit diesen auf einer am Mittelzapfen befestigten Nickelstahlgleitschiene gleitet. Der Mittelzapfen besteht in einem zylindrischen Körper aus Eisenbeton von 8,5 m Durchm. Um die Widerstandsfähigkeit gegen eine seitliche Verschiebung zu vergrößern, ist unten noch ein dreieckiger Ring angesetzt, der die Bodenreibung und den Erddruck vermehrt. Da die Einführung der Versorgungsleitungen, um unabhängig vom Drehen der Halle nur durch den Drehzapfen hindurch möglich war, so wurde der Betonklotz mit einem Hohlraum versehen, in welchen sechs Öffnungen von je 0,5 m Durchm. münden. Weder Mittelzapfen noch Schienenkranz erforderten eine umfangreichere Fundierung, da der Baugrund gut war.

Die Höhe der Fußbodenträger zusammen mit der Höhe der Laufwagen ergaben einen Höhenunterschied zwischen Fußbodenoberkante der Halle und der Schienenoberkante des Laufkranzes von 4 m. Die Schienen liegen daher in einer kreisförmigen Grube, welche ringsum durch eine steile Böschung begrenzt und am oberen Ende durch Betonsteine eingefaßt ist. Der ausgehobene Boden konnte zum Teil zur Aufhöhung einer flachen Mulde in der unmittelbaren Umgebung vorteilhaft verwendet werden, zum Teil wurde er zur Schüttung der Anrampung rings um den äußeren Grubenrand in einer Neigung von etwa 1 : 30 gebraucht. Die Hallengrube ist durch zwei Tunnels, die gegeneinander versetzt sind, sowie durch Treppen zugänglich gemacht.

An weiteren Einrichtungen sind noch die Versorgungsanlagen zu nennen. Die Wasserleitung wird durch den Mittelzapfen geführt, und zwar genau in der Drehachse. Sie führt das Wasser zunächst zu einem 20 m³ großen Behälter, der 30 m hoch in der Dachhaube untergebracht ist. Von hier aus geht eine Falleitung mit Verteilungsleitungen zu den einzelnen Verbrauchsstellen. Das Wasserstoffgas wird gleichfalls durch

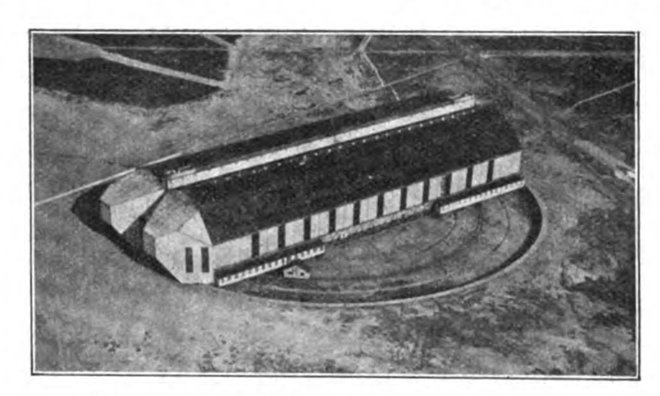


Abb. 3. Doppeldrehhalle nach der Verlängerung.

den Mittelzapfen eingeführt. In den beiden Hallenräumen wurde eine größere Zahl von Zapfstellen angeordnet, damit alle Zellen des Schiffes gleichzeitig gefüllt werden können. Auf die Zuführung auch des Benzins durch den Mittelzapfen wurde wegen der Feuersgefahr, die durch Undichtwerden der Leitungen infolge der Hallenbewegung zu befürchten war, verzichtet. Die Versorgung mit Benzin erfolgte durch Tankwagen, die von einem außerhalb der Halle liegenden Lager aus herangefahren wurden.

Auf Grund der Erfahrungen, welche die Marineluftschiffabteilung während der Frostperioden des ersten Winters ihres Bestehens mit L 1 in der Halle von Johannisthal gemacht hatte, wurde die Forderung erhoben, den gesamten Hallenraum zu heizen, um das Einfrieren des Ballastwassers und des Kühlwassers der Motoren sowie Beschädigungen durch Kältebrüche zu vermeiden, ferner um Reparaturen an den Zellen und Hüllen des Schiffes bei kaltem Wetter zu ermöglichen u. a. m. Die Heizungsanlage sollte die Temperatur in den Hallenräumen dauernd über Null halten, in den Nebenräumen entsprechend ihrer Benutzung höher. Um an Gewicht zu sparen, ist eine Luftheizung ausgeführt worden. Die Feuerungsanlagen wurden aus Gründen der Feuersicherheit nicht auf der Halle selbst untergebracht, sondern außerhalb der Halle auf besonderen Wagen, die an die Halle angekuppelt waren und auf dem Schienenkranz mitliefen.

Die Heizungsanlage ist niemals voll in Betrieb genommen worden. Da sie mit Öl betrieben werden mußte, so mußte sie aus Mangel an Öl im Kriege stillgelegt werden. Überdies stellte es sich in der Not des Krieges, wo es nicht möglich war, so umfangreiche Heizungsanlagen wie die des Hauptraums von Luftschiffhallen auszuführen, heraus, daß man sich mit Gondelbeheizung und anderen Mitteln helfen konnte, so daß

in der Drehhalle wie auch in den übrigen während des Krieges erbauten festen Hallen auf die Beheizung des Hallenraums verzichtet werden konnte.

Die Entwurfsarbeiten für die Halle wurden im Oktober 1912 begonnen, die Arbeiten auf der Baustelle im Juni 1913. Die Fertigstellung erfolgte in den ersten Kriegsmonaten. Am 20. August 1914 wurden die ersten Drehversuche gemacht, die glatt gelangen. Das erste Schiff lief am 2. September 1914 ein. Die Drehhalle ist mit einigen kurzen Unterbrechungen und einer längeren Pause zur Ausführung einer Verlängerung, die unter dem Zwange der in der Kriegszeit schnell angewachsenen Schiffsgrößen durch geschickte Änderung der Lastenverteilung und Ausnutzung der dadurch sich ergebenden Konstruktionsmöglichkeiten doch noch erreicht werden konnte, bis zum Ende im Betrieb gewesen und hat der Marineluftschiffahrt ausgezeichnete Dienste geleistet.

Die Gesamtkosten haben M. 3½ Mill. betragen.

Die besondere Entwurfsbearbeitung war der Firma Siemens-Schuckert, Berlin, übertragen, die auch für die gesamte Ausführung verantwortlich war. Die Eisenkonstruktionen wurden von der Dortmunder Union ausgeführt. Die Bauleitung lag zusammen mit der des gesamten Luftschiffhafens Nordholz in der Hand des Oberregierungsbaurats Hedde, des damaligen Vorstandes des Marinebauamts Kuxhaven. Als besonders verdienstvoll für das Durchsetzen der Verwirklichung des Drehhallenplanes sowie für die luftfahrtechnische Beeinflussung der Entwurfsbearbeitung mag auch das Wirken der beiden ersten Luftschiffer der Marine, des Kapitänleutnants Hanne und Marineoberingenieurs Busch erwähnt werden. Beide Männer, die mit seltener Energie und außergewöhnlichem Verständnis an die Probleme herangingen und die Marineluftschiffahrt schnell aus den schwierigen Anfängen herausgefördert haben, haben ihren Eifer für die Sache noch vor dem Kriege mit ihrem Leben bezahlt. Ersterer fand den Tod in den Wellen beim Absturz von »L 1« bei Helgoland, letzterer stürzte mit dem brennenden »L 2« bei Johannisthal ab.

Die drehbare Doppelhalle in Nordholz ist die einzige ihrer Art geblieben. Der Krieg hat die Entwicklung der Hallenfrage in der Marine aus der ursprünglich beabsichtigten Richtung abgelenkt. Während des Krieges glaubten die maßgebenden technischen Stellen der Marine es nicht verantworten zu können, den Drehhallenbau fortzusetzen bzw. wieder aufzunehmen, weil einmal die dabei zu lösenden Probleme durch die sprunghafte Steigerung der Schiffsgrößen = L 2 — 23000 m³, L 30 — 55000 m³, L 72 — rd. 70000 m³ = weiter kompliziert worden waren und der Versuch, sie während der Kriegszeit zu lösen, bei dem dauernd drückender werdenden Mangel an Material und Arbeitskräften aussichtslos erscheinen mußte, weil ferner sich zeigte, daß durch Konzentrieren aller Kräfte auf den Bau schnell zu erbauender fester Hallen entsprechend großer Abmessungen die Möglichkeit, bestand den Kriegsbedürfnissen, wenn auch in weniger vollkommener, so doch in brauchbarer Weise zu dienen, und weil schließlich über die Grenzen der Verwendbarkeit der Luftschiffe und des Hallenbedürfnisses Unsicherheit herrschte. Die Folgezeit hat die Berechtigung dieser Bedenken erwiesen. Weitere Drehhallen sind von der Heeresverwaltung geplant und auch während des Krieges in Angriff genommen worden. Die Entwicklung der Dinge setzte der Ausführung ein Ziel. Auch diese Pläne haben eine Fülle technisch und wissenschaftlich höchst wertvollen Studienmaterials gebracht, über das vielleicht noch an anderer Stelle zu reden sein wird. Ob — abgesehen von dem Verbot der Luftschiffahrt — der Bau von drehbaren Luftschiffhallen jemals wieder aktuell werden wird, erscheint zweifelhaft. Die großen Abmessungen der Schiffe, die die Entwicklung inzwischen gebracht hat und vielleicht noch weiter bringen wird, machen das Problem immer verwickelter, und wenn auch nicht daran zu zweifeln ist, daß es der deutschen Technik gelingen wird, es zu meistern, so wird der wirtschaftliche Vergleich den Ausschlag zuungunsten des Beweglichmachens so ungeheuerer Massen und Gewichte geben. Man wird, wie auch im Kriege, die Nachteile fester Hallen in den Kauf nehmen bzw. sie durch Vermehrung der Länge und Lichtweite oder andere geeignete Maßnahmen möglichst zu vermindern suchen, vielleicht wird man noch andere Mittel und Wege finden und zu ganz anderen Problemen gelangen. Möglicherweise stellt sich auch die Verwendung von Verankerungsmasten, wie sie in England als Erfolg gerühmt wird, als für die Dauer brauchbar in Zukunft heraus, allerdings wohl erst, wenn die Empfindlichkeit des Luftschiffkörpers gegen Witterungseinflüsse behoben ist. Diese naheliegende Lösung, die der Verankerung von Schiffen im Hafen an Bojen entspricht, ist bereits zu Beginn der Bearbeitung der Unterbringung der Marineluftschiffe vom Verfasser mit den ersten Luftschiffführern oft und eingehend erörtert worden. Der Gedanke wurde aber bei dem damaligen Stand des Schiffsmaterials und der Fahrtechnik wie auch später stets als unmöglich verworfen.

Welchen Weg aber auch die Entwicklung gehen mag, welcher Art auch die Probleme sein mögen, die die — hoffentlich auch in Deutschland recht bald wieder mächtig erstarkende — rastlos fortschreitende Luftfahrt aufrollen mag, aus Beispielen, wie das in vorstehendem gezeigte, können wir die feste Zuversicht schöpfen, daß die deutsche technische Wissenschaft auf dem Platze sein und höchste Leistungen vollbringen wird.

Die wichtigsten Prüfmethoden, Ballonstoffe auf Gasdurchlässigkeit zu untersuchen, und der Vergleich der mit ihnen gewonnenen Resultate.

Von J. Niedner.

Neben der Gewebefestigkeit der Ballonstoffe, welche maßgebend ist als Sicherheit gegen mechanische Zerstörung der Ballonhülle, seien es Freiballone oder Fesselballone, seien es die Außenhüllen der unstarren oder der Gaszellen der starren Motorluftschiffe, ist die Dichtigkeit der Ballonstoffe gegen das Entweichen des Füllgases die wichtigste Eigenschaft. Infolgedessen finden wir seit Beginn der Luftschiffahrt und besonders seit Einsetzen der fabrikatorischen Anfertigung von Ballonstoffen das Bestreben, mit möglichst einwandfreien und handlichen Methoden die Gasdurchlässigkeit der Ballonstoffe messen zu können, gleichgültig, ob es sich um Stoffe aus tierischer Haut handelt, oder um solche, welche durch Kautschuk, Firnis oder dergleichen gegen das Entweichen der Gase gedichtet worden sind. Von den verschiedenen Methoden und Apparaten, welche für diesen Zweck Verwendung gefunden haben, sind es besonders vier, welche für die Praxis besondere Bedeutung und eine allgemeine weitere Verbreitung gefunden haben.

Das älteste und auch in der Praxis am weitesten verbreitete und bekannte Verfahren benutzt die Renard-Surcouf-Wage, so genannt nach ihrem Erfinder, dem französischen Oberst Renard, und ihrem ersten Hersteller, den Surcouf-werken.

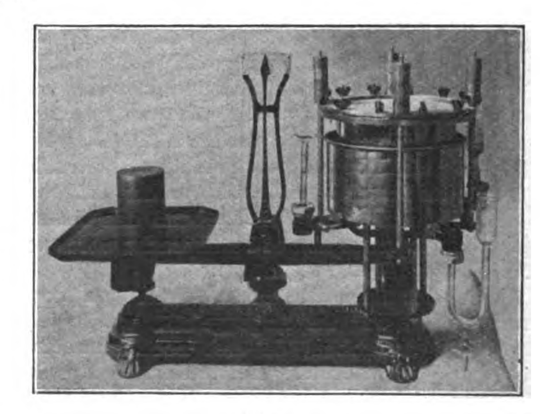


Abb. 1.

Der Apparat (Abb. 1 und 2) besteht aus einer gewöhnlichen Tafelwage, deren Wagebalken einerseits eine Gasometerglocke (ganz analog der Gasometerglocke in Gasanstalten) trägt, während die andere Seite zum Ausbalanzieren dieser Gasometerglocke mit einer Schale zum Aufsetzen von Gewichten versehen ist. Am Gestell der Wage fest angebracht ist der Gasometerunterbau, welcher die Gasometerglocke durch ein Glyzerin- oder Paraffinöl-Bad unten abdichtet. Die auf Gasdurchlässigkeit zu untersuchende Ballonstoffscheibe wird

als Deckel in die Gasometerglocke eingespannt. Die Prüfung erfolgt derart, daß, nachdem die zu untersuchende Ballonstoffscheibe in die Gasometerglocke gut luftdicht eingesetzt worden ist, durch längeres Spülen mit dem Prüfgas die Luft aus

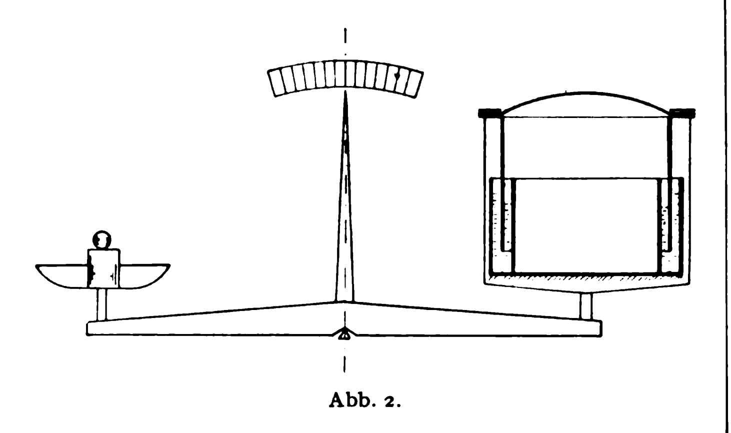


Abb. 2.

dem Gasometer vertrieben wird. Ist dieses geschehen, so werden alle für diesen Zweck vorgesehenen Hähne geschlossen, durch entsprechendes Ausbalanzieren der Wage wird im Gasometer der für die Prüfung vorgeschriebene Gasdruck hergestellt (gebräuchlich sind 30 mm WS), worauf die Prüfung beginnt. Nach und nach entweicht das Prüfgas (allgemein verwendet man Wasserstoff) durch die Ballonstoffscheibe hindurch, und, da die Wage immer für gleichen Gasdruck sorgt, muß die Gasometerglocke entsprechend des Gasverlustes sinken, was an einem Zeiger mit entsprechend geeichter Skala ersichtlich ist; und zwar entspricht dem Sinken der Glocke um eine gewisse Anzahl mm der Verlust der gleichen Anzahl l Wasserstoff pro m² in der Versuchszeit. Meßbare Werte erhält man erst nach einer ziemlich langen Versuchsdauer, üblich sind 24 h. Da außer dieser langen Versuchszeit der Apparat noch mit einem verhältnismäßig großen Gasquantum

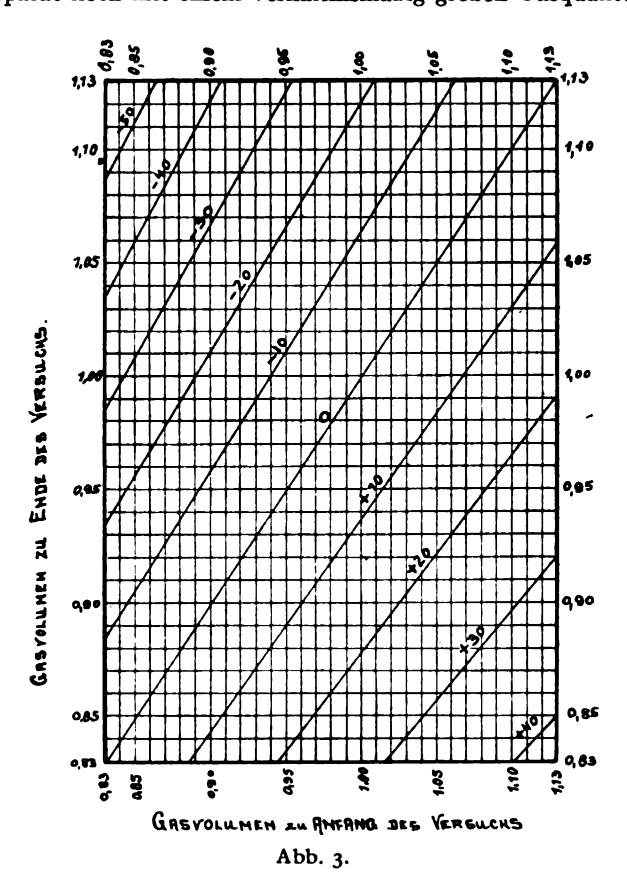


Abb. 3.

gefüllt ist, ist es notwendig, Änderungen von Luftdruck und Lufttemperatur, die sich zwischen Anfang und Ende des Versuchs ergeben haben, zu berücksichtigen, was an Hand von Druck- und Temperaturkurven erfolgt (Abb. 3 und 4). Die Vorteile dieses Apparates liegen in seiner großen Handlichkeit und der daraus folgenden Einfachheit der Bedienung.

Da die Renard-Surcouf-Wage aber eine sehr lange Prüfdauer verlangt, war man bestrebt, einen Apparat zu bauen,

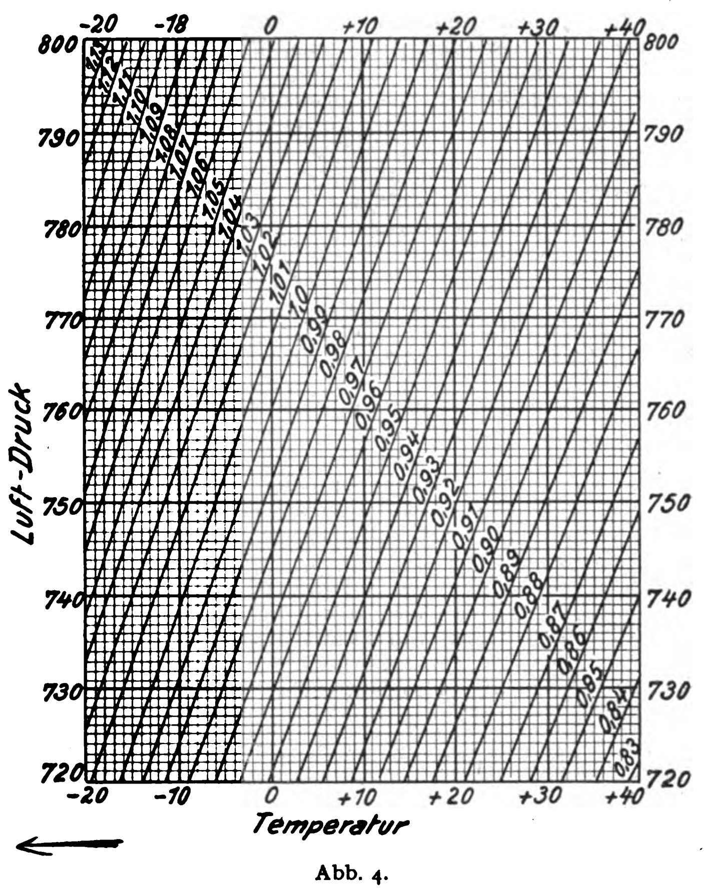


Abb. 4.

der es ermöglicht, in kürzerer Zeit als 24 h genaue Resultate zu erhalten, und so entstand der von den deutschen Militärbehörden verwendete Wurtzel-Apparat, genannt nach seinem Konstrukteur, Professor Wurtzel am Militär-Versuchsamt in

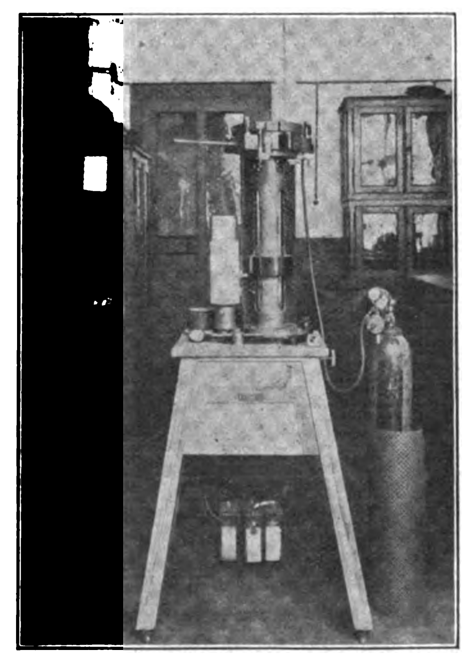


Abb. 5.

Berlin. Von der Erkenntnis ausgehend, daß, je größer das Gasvolumen im Prüfapparat ist, desto langsamer und ungenauer die Prüfung ausfällt, wurde das Gasvolumen so klein als möglich gehalten. Es besteht eigentlich nur aus der Kuppelkappe,

die dadurch entsteht, daß der Gasdruck unter dem zu untersuchenden Stoffe den Stoff wölbt (Abb. 5 und 6). An diesen Gasraum schließt sich ein kalibriertes Glasrohr an, welches unten durch ein mit Quecksilber gefülltes Gefäß abgeschlossen ist. Wie bei der Renard-Surcouf-Wage wird auch beim Wurtzel-Apparat, nachdem man durch Spülen mit Wasserstoff alle Luft entfernt hat, der vorgeschriebene Prüfdruck hergestellt. Entweicht nun durch die zu prüfende Ballonstoffscheibe Gas, so sinkt innerhalb des Apparates der Gasdruck. Eine durch eine Membran betätigte, äußerst feinfühlige Kontaktvorrichtung löst das Laufwerk des Apparates aus, welches das das kalibrierte Glasrohr abschließende Quecksilbergefäß so weit hebt, bis durch Verdichten des Gases innerhalb des Apparates der alte vorgeschriebene Prüfdruck wieder hergestellt ist. Dieser Vorgang wiederholt sich in rascher Folge während der Prüfdauer (üblich sind 10 min), nach welcher Zeit man daran, um wieviel sich das Quecksilbergefäß gehoben hat, um den Gasdruck konstant zu halten, erkennen kann, wieviel cm³ Gas entwichen sind. Der Bequemlichkeit halber läßt man ein Zeitgasverlustdiagramm aufzeichnen, welches die Auswertung erleichtert. Wegen der sehr kurzen Prüfdauer von 10 min ist es nicht nötig, auf Luftdruck und Lufttemperatur Rücksicht zu nehmen, da in so kurzer Zeit kaum erhebliche Änderungen eintreten.

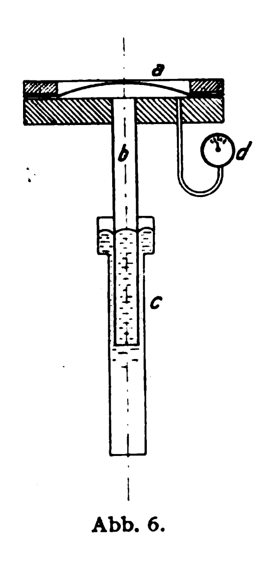


Abb. 6.

Die Vorteile gegenüber der Renard-Surcouf-Wage liegen hauptsächlich in der geringen Prüfdauer, wodurch es ermöglicht wird, innerhalb kurzer Zeit eine große Reihe von Prüfungen auszuführen (eine Prüfung mit allen Vorbereitungen beansprucht etwa 3/4 h). Die Nachteile des Apparates liegen darin, daß er eine große Menge empfindlicher beweglicher Teile besitzt, welche leicht zu Störungen Anlaß geben können. Wegen dieser großen Empfindlichkeit ist es auch notwendig, den Apparat während des Versuchs vor allem zu schützen, was Störungen hervorrufen kann, wie z. B. vor Luftzug und damit zusammenhängenden Temperaturschwankungen.

Beide Apparate (die R.-S.-W. und der W.-A.) liefern als Versuchsergebnis das im Prüfapparat befindliche Gasvolumen zu Anfang des Versuchs vermindert um das im Prüfapparat befindliche Gasvolumen zu Ende des Versuchs. Beide Apparate leiden mithin an demselben Fehler, daß sie das während des Versuchs durch die zu untersuchende Stoffscheibe in den Apparat hineingewanderte Gas nicht mit berücksichtigen. Es ist eine bekannte Tatsache, daß hauptsächlich bei Gummiballonstoffen nicht nur das zum Prüfen verwandte Gas von innen nach außen entweicht, sondern das selbst gegen den manometrischen Überdruck Sauerstoff, Stickstoff und hauptsächlich Kohlensäure in den Apparat wandern; infolgedessen nehmen beide Apparate, da sie als Prüfergebnis nur die Differenz das Gasvolumen zu Anfang und zu Ende angeben, auf diese zum Teil recht erhebliche Fehlerquelle keine Rücksicht.

Dieser Fehler wird aber ausgeschaltet bei den folgenden zwei Methoden, welche es mit Hilfe ihrer Einrichtung gestatten, den tatsächlich durch die Prüfscheibe entweichenden Wasserstoff festzustellen. Besonders wichtig ist, daß bei diesen beiden Methoden die Versuchsanordnung auch so gewählt ist, daß sie möglichst den natürlichen Verhältnissen entspricht, daß also der Ballonstoff, soweit dies zu erreichen ist, den gleichen Verhältnissen unterliegt, wie er sie auch an Motorluftschiffen und Fesselballonen findet. Es ist dafür gesorgt, daß der durch den Ballonstoff entweichende Wasserstoff sofort durch einen während des Versuchs über den Stoff streichenden Luftstrom entfernt wird. Auch der Wasserstoff unter der zu untersuchenden Ballonstoffscheibe verharrt nicht in Ruhe, sondern es wird sowohl dafür gesorgt, daß der durch Diffusion verlorengegangene Wasserstoff sofort ersetzt wird, als auch dafür, daß alle Verunreinigungen, die durch zurückdiffundierte Luft entstanden sind, fortgeschafft werden.

Die erste sich chemischer Mittel bedienende Methode ist zuerst in der englischen Physikalischen Reichsanstalt in London (Aeronautics, Report of the advisory committee for aeronautics 1909/10) von W. Rosenhain & Guy Barr und später im Materialprüfamt Großlichterfelde von Geheimrat Professor Dr. Heyn angewendet worden und beruht darauf, daß der durch die zu untersuchende Ballonstoffscheibe diffundierte Wasserstoff mit der ihn umgebenden Luft in ein Verbrennungsröhrchen geführt wird, woselbst er mit dem Sauerstoff der Luft zu Wasser verbrannt wird. Dies Wasser wird in einem Absorptionsröhrchen aufgefangen und nach beendetem Versuch gewogen. Aus der gewogenen Menge Wasser — W in g — ergibt sich dann rechnerisch die diffundierte Wasserstoffmenge als

$$\frac{W \cdot 1{,}008 \cdot 2}{18{,}016}\,\mathrm{g}.$$

Das Gewicht von 1 l Wasserstoff bei 0° C und 760 mm Luftdruck beträgt 0,09004 g. Somit hat 1 g Wasserstoff ein Volumen von

$$\frac{1}{0{,}9004}\,\mathrm{l},$$

und es ergibt sich für die diffundierte Wasserstoffmenge Q in l für 1 m² in 24 h, wenn bedeutet

F = die Fläche der untersuchten Ballonstoffscheibe in m²,
T = die Versuchsdauer in Stunden, zu

$$Q = \frac{W \cdot 2{,}016 \cdot 24}{F \cdot T \cdot 18{,}016 \cdot 0{,}09004}\,\mathrm{l}$$

bei 0° und 760 mm Luftdruck oder bei 15° C.

$$\frac{W \cdot 2{,}916 \cdot 24}{F \cdot T \cdot 18{,}016 \cdot 0{,}09004} \cdot \frac{288}{273} = \text{ca. } \frac{31{,}45 \cdot W}{F \cdot T}.$$

Abb. 7 zeigt die schematische Versuchsanordnung. Die Ballonstoffscheibe wird zwischen 2 flache Kammern eingespannt. Aus einer Stahlflasche strömt langsam Wasserstoff in die untere Kammer. Aller überschüssiger Wasserstoff entweicht durch eine Manometerflasche, welche einmal dafür sorgt, daß der Prüfdruck immer gleich gehalten ist, während sie gleichzeitig allen überschüssigen Wasserstoff mit Verunreinigungen entweichen läßt. Der durch die Ballonstoffscheibe hindurch diffundierte Wasserstoff tritt in die obere Kammer ein und wird aus dieser durch eine Wasserstrahlpumpe abgesogen. Wichtig bei der Versuchsanordnung ist, daß Luft und Wasserstoff, nachdem sie aus der Diffusionskammer entfernt worden sind, zunächst sorgfältig von Wasser und Kohlensäure in Absorptionsgefäßen gereinigt werden, bevor sie in das Verbrennungsrohr gelangen. Als Verbrennungsrohr eignet sich am besten ein dünnes Porzellanröhrchen, welches mit Paladium-Asbest lose gefüllt ist.

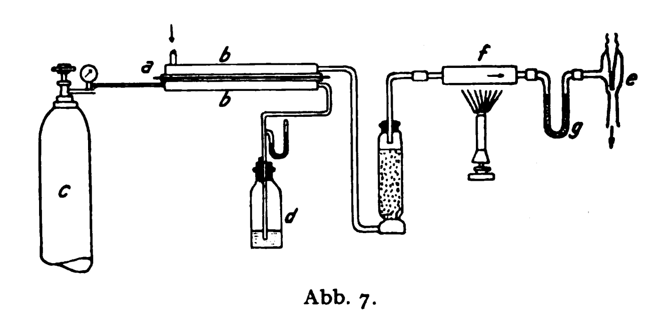


Abb. 7.

Die zweite Methode bedient sich optischer Mittel und ist zuerst von Dr. Frenzel angewendet worden. Sie benutzt dieselbe Versuchsanordnung wie die Verbrennungsmethode (Abb. 8). Auch bei ihr wird die zu untersuchende Ballonstoffscheibe zwischen zwei flache Kammern gespannt. In die untere Kammer strömt Wasserstoff aus einer Stahlflasche. Für die Gleichhaltung des Druckes und für die Abführung des überschüssigen Wasserstoffes mit den Verunreinigungen sorgt eine Manometerflasche. Der durch die Ballonstoffscheibe hindurch diffundierte Wasserstoff gelangt in die obere Kammer, wird aus dieser durch eine Wasserstrahl-

pumpe abgezogen und, nachdem er gleichfalls in Absorptionsgefäßen von allem Wasser und der Kohlensäure befreit worden ist, gelangt das Wasserstoff-Luftgemisch in ein Interferometer, ein Instrument, in welchem es auf seine optische Dichte unter-

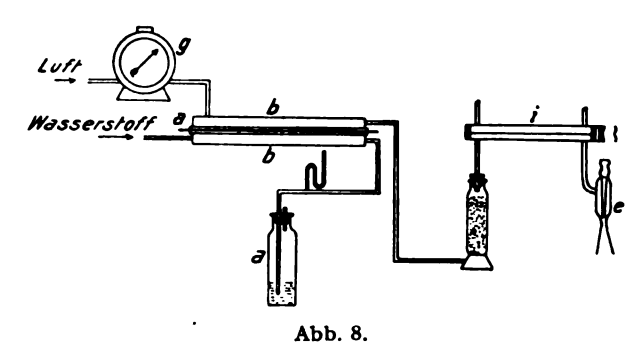


Abb. 8.

sucht wird. Dies Interferometer dient zur Ermittlung der Konzentration eines Gasgemisches, von dessen Bestandteilen nur einer in seiner Menge schwankt. Es ist nach dem Prinzip des Rayleighschen Interferometers von Dr. Löwe konstruiert und wird von der Firma Karl Zeiß in Jena hergestellt.

Das Interferometer besitzt, in eine optische Apparatur eingebaut (Abb. 9), zwei längliche Kammern L und $L\,G$. In der einen (L) befindet sich Luft, durch die andere ($L\,G$) wird das zu untersuchende Luft-Wasserstoffgemisch hindurchgesogen, und auf optischem Wege wird nur mit Hilfe der Interferenzerscheinung die optische Dichte der Luft in der einen Kammer mit der optischen Dichte des in seinem Wasserstoffgehalt schwankenden Luft-Wasserstoffgemisches der anderen Kammer verglichen, und an einer Skala kann man dann direkt den Wasserstoffgehalt des Luft-Wasserstoffgemisches in Prozenten ablesen. Eine empfindliche Gasuhr (Elster-Präzisions-Gasuhr der Isaria-Werke, München, oder Rotarmesser der Rotorwerke, Aachen) zeigt an, mit welcher Geschwindigkeit die Luft durch die Apparatur gesaugt wird, resp. wieviel l je h durch die Apparatur gegangen sind. Die Gasdurchlässigkeit der zu untersuchenden Ballonstoffscheibe in l Wasser-

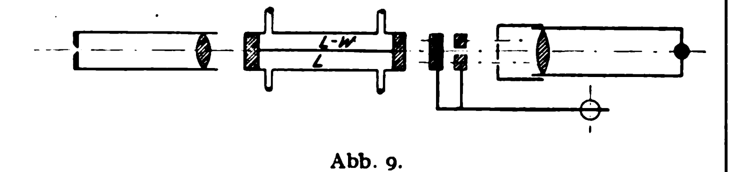


Abb. 9.

stoff je m² in 24 h bestimmt sich aus der stündlich durchgesogenen Luftmenge L, dem Anteil des Luft-Wasserstoffgemisches an Wasserstoff W und der Prüffläche F als

$$\frac{24 \cdot L}{F \cdot W}.$$

Der Vorzug der optischen vor der Verbrennungsmethode liegt darin, daß die Diffusionsvorgänge von Anfang bis Ende des Versuchs ununterbrochen beobachtet werden können, daß man sich also jederzeit ein genaues Bild davon machen kann, wie die Diffusion verläuft, wenn sie ihren konstanten Wert erreicht hat. Infolgedessen ist es nicht notwendig, den Versuch länger auszudehnen, als bis dieser Punkt erreicht ist. Die Erfahrung hat nämlich gelehrt, daß bei Ballonstoffen die Diffusion von 0 bis zu einem bestimmten Werte langsam ansteigt, welcher Wert dann beibehalten wird. Dieser Punkt läßt sich also am Interferometer ohne weiteres feststellen. Bei der Verbrennungsmethode ist dieses, wenn nicht sehr viel Zeit für die Versuche zur Verfügung steht, unmöglich, oder aber erst nach zeitraubenden Vorversuchen.

Wie aus oben angeführtem hervorgeht, besitzt jede der beschriebenen Versuchsmethoden ihre Vorzüge und Fehler. Um nun festzustellen, wie diese verschiedenen Fehlerquellen die Resultate beeinträchtigen, wurde mit allen vier Systemen eine große Reihe von Versuchen mit verschiedenartigen Gummiballonstoffen angestellt, derart, daß ein und dasselbe Stück Ballonstoff auf der Renard-Surcouf-Wage, auf dem Wurtzel-Apparat, alsdann mit der Verbrennungsmethode und mit dem Interferometer untersucht wurde. Die Versuchsanordnung ist bei Abb. 10 ersichtlich: Auf dem Tisch rechts hinten der zwischen zwei Kammern eingespannte Ballonstoff, in der Mitte des Tisches der Interferometer, links hinten die Renard-Surcouf-Wage, und vor derselben ist das Verbrennungs-

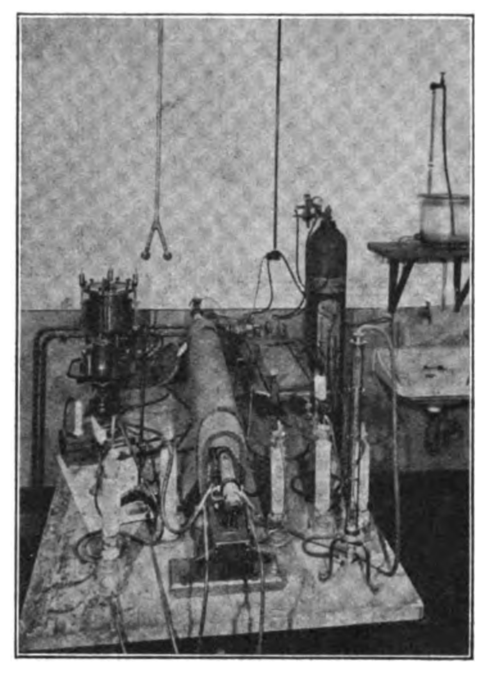


Abb. 10.

röhrchen mit der unterstehenden Flamme zu sehen. Hierbei wurden folgende Resultate gefunden:

Wasserstoffdiffusion je m² und l in 24 h.

Versuchs-Nr.	Renardsche Wage	Wurtzel-Apparat	Verbrennung	Interferometer
1	5,25	6,5	9,1	8,8
2	5,5	5,95	7,1	8,2
3	6,25	8,4	9,3	10,0
4	7,25	8,4	10,3	10,7
5	7,5	8,3	12,4	12,7
6	8,0	8,2	9,35	9,5
7	8,0	8,55	10,3	11,1
8	10,25	10,7	12,4	12,7
9	15,5	17,2	19,6	20,6
10	20,0	21,2	27,9	28,4
Durchschnitt	9,35	10,3	13	13,5

Diese Versuche zeigen, daß sich also die Prüfergebnisse, welche mit den einzelnen Methoden gefunden wurden, wie

ca. 9,55 : 10,3 : 13,0 : 13,5

verhalten. Es liefern also die Versuchsmethoden, die als Ergebnis der Prüfung Anfangsgasvolumen, vermindert um das Endgasvolumen, einen im allgemeinen niedrigeren Wert als die Methoden, die als Ergebnis nur das entwichene Gasvolumen messen. Seinen Grund hat dies darin, wie bereits ausführlich dargetan wurde, daß bei diesen letzten beiden Methoden die wirkliche diffundierte Wasserstoffmenge bestimmt wird.

Am anschaulichsten ist das Ergebnis, trägt man die gefundenen Werte kurvenmäßig auf (Abb. 11). Es fällt dadurch nicht nur allein der Unterschied der beiden Prüfarten auf, sondern auch die größere Feinfühligkeit der einen gegenüber der anderen.

Weiterhin zeigt das Kurvenbild aber auch, daß der K[illegible]venverlauf bei allen Methoden ungefähr der gleiche ist und daß in den Fällen, in denen es sich lediglich um eine Festlegung von Vergleichswerten handelt, jede der beschriebenen Methoden verwendbar ist. Handelt es sich dagegen um wirkliche exakte Messungen, so sind nur die Methoden brauchbar, die nach Art der als optische und chemische bezeichneten arbeiten.

Ein weiterer Vorzug der sogenannten optischen und chemischen Methode liegt darin, daß es mit ihrer Hilfe möglich ist, Untersuchungen durchzuführen, welche mit der Renard-Surcouf-Wage und dem Wurtzel-Apparat nicht angestellt werd[illegible]n

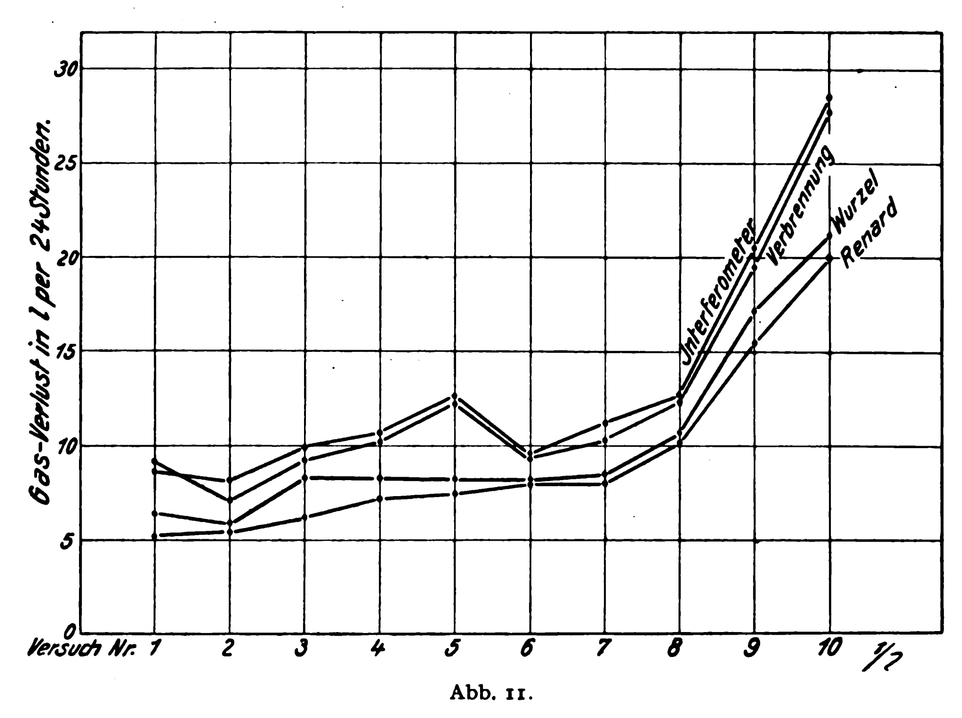


Abb. 11.

können. Auf Abb. 12 ist z. B. eine Versuchsanordnung wiedergegeben, bei welcher Ballonstoffe auf ihre Dichtigkeit untersucht werden unter gleichzeitiger derartiger Spannung von Kette und Schuß, wie sie auch im Luftschiff beansprucht werden. Die zweite Versuchsanordnung auf gleicher Abbildung zeigt einen ebenso gespannten Ballonstoff, welcher gleichzeitig noch einer intensiven Bestrahlung durch ultraviolettes Licht ausgesetzt ist, um die auf Gummi-Ballonstoff schädlich wirkenden chemischen Strahlen des Sonnenlichtes zu untersuchen.

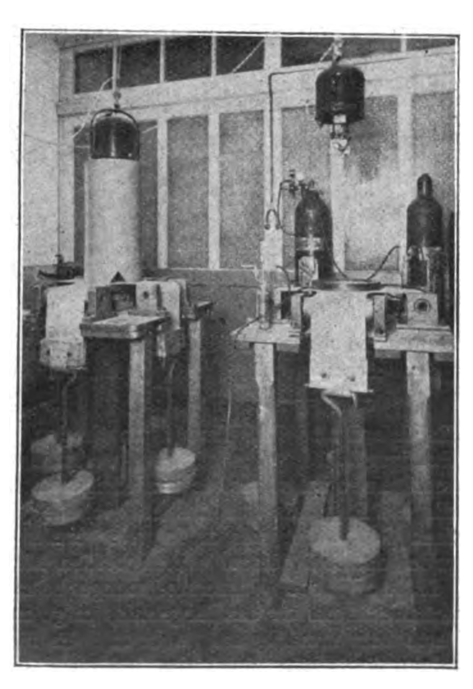


Abb. 12.

Bei dieser Versuchsanordnung wird von Zeit zu Zeit die Gasdurchlässigkeit festgestellt, indem die Wasserstoffkammer unten und die Diffusionskammer oben an den Ballonstoff angesetzt werden. Dies nur als ein Beispiel der verschiedenen Versuchsmöglichkeiten, welche sich durch die Anwendung dieser Prüfarten ergeben hat.

Zusammenfassung.

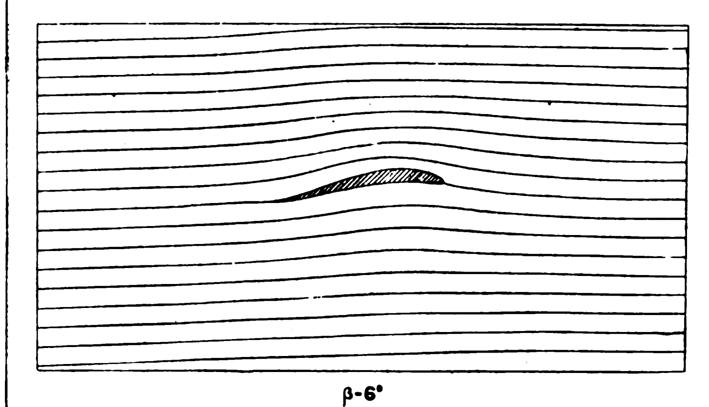
Es werden die vier gebräuchlichsten Methoden beschrieben, welche Anwendung gefunden haben, Ballonstoffe auf ihre Gasdurchlässigkeit zu untersuchen. Die Resultate, welche mit den einzelnen Methoden gefunden sind, werden miteinander verglichen und die Brauchbarkeit der einzelnen Systeme besprochen, welche zwar der Verbrennungs- und Interferometermethode für exakte Messungen gegenüber der Versuchsanordnung mit der Renard-Surcouf-Wage und dem Wurtzel-Apparat den Vorzug gibt, die Verwendbarkeit aller 4 Methoden nur zur Anstellung von Vergleichsversuchen jedoch nicht ausschließt.

Über Auftrieb und statische Längsstabilität von Flugzeugtragflügeln in ihrer Abhängigkeit von der Profilform.

Von Jos. Geckeler.

(Fortsetzung von Seite 145.)

4. Das Strombild wurde in der S. 140 beschriebenen Weise gezeichnet.



β-6°

Abb. 15.

Zusammenstellung der Konstanten von Profil 1.

$a = 0{,}2885\,t$	$x'_m = 0{,}0179\,t$	$\vartheta = +45^0$	$\alpha_K = 1^0\,31'2$	$r = 0{,}2675\,t$
$b = 0{,}2464\,t$	$y'_m = 0{,}0286\,t$		$\gamma = 2^0\,34',6$	$c^2 = 0{,}0628\,t^2$

Profil 2.

Ein in mancher Hinsicht entgegengesetztes Verhalten, wie das vorige, zeigt Profil 2. Es wird aus folgenden Angaben erhalten:

$$a = 0{,}280,$$
$$b = 0{,}255, \qquad \text{Einheit} = t$$



also $r = 0{,}267,$
$\vartheta = -45^0.$

Mittelpunkt der Ellipse in der z'-Ebene $x_m' = 0{,}0148$, $y_m' = 0{,}0148$.

1. Größe des Auftriebes. Der Bildkreisradius ist hier wieder ebenso groß, wie beim vorausgehenden Profil. Aus

$$\operatorname{tg} \varphi_E = \frac{y_m'}{x_m' + \frac{1}{4}} = \frac{0{,}0148}{0{,}2678}$$

findet man $\alpha_E = 3^0\, 12'$; aus

$$\operatorname{tg} \varphi_K = \frac{a}{b} \cdot \operatorname{tg} \varphi_E$$

ferner $\alpha_K = 5^0\, 51'$, so daß $\alpha_K - \alpha_E = 2^0\, 39'$ wird.

Aus der Näherungsformel (20b) fände man hierfür $2^0\, 40'$.

Der Auftriebsbeiwert wird

$$C = 800\,\pi \cdot \frac{9{,}2675}{1{,}004} \sin (\beta + 5^0\, 51')$$

also z. B.

$$C_0 = 68{,}2 \qquad C_6 = 137{,}4 \qquad C_{12} = 205{,}2.$$

Vergleicht man die Auftriebskoeffizienten dieses Profils, dessen Wölbung eigentlich gar nicht sehr groß erscheint, mit jenen des vorhergehenden, so zeigt sich, daß dieses für $\beta = 0$ einen Auftrieb liefert, den jenes erst bei $\beta = 4{,}5^0$ erreicht. Noch auffälliger wäre dieser Unterschied, wenn man den in der Technik gebräuchlichen Begriff Anstellwinkel (β^*) einführt. Der starke Auftrieb von Profil 2, den man zunächst vielleicht gar nicht erwartet, rührt eben davon her, daß gerade die Abströmungskante von größtem Einfluß auf Zirkulation und Auftrieb ist, und diese ist hier sehr stark nach abwärts geneigt.

2. Angriffslinie. Brennweite der Ellipse:

$$e = \sqrt{0{,}01343};$$

$$p^2 = \frac{e^2}{4} = 0{,}00336; \quad q^2 = 0{,}0625; \quad \vartheta = -45^0$$

$$c^2 \cdot e^{2\gamma i} = q^2 + p^2 \cdot e^{-\frac{\pi}{2} i} = 0{,}0625 - 0{,}00336\, i;$$

daraus

$$c^2 = 0{,}06259$$
$$\gamma = -1^0\, 32'.$$

Wegen des negativen γ liegt die Angriffslinie verhältnismäßig weit hinten. Näheres ebenfalls später (S. 179 f.).

Nun noch einige Werte von h

$$h_0 = -0{,}0653\, t \qquad h_6 = 0{,}0884\, t \qquad h_{12} = 0{,}1388\, t$$

3. Was das Diagramm der Druckkräfte betrifft, so fällt deren gleichmäßige Verteilung über das ganze Profil auf. An der Vorderkante sind wieder Stellen hoher Strömungsgeschwindigkeit und damit starken Unterdruckes.

Zusammenstellung der Konstante[n]

$a = 0{,}2800\,t$	$x'_m = 0{,}0148\,t$	$\vartheta = -45^0$	$\alpha_K =$
$b = 0{,}2549\,t$	$y'_m = 0{,}0148\,t$		$\gamma = -$

Sichelförmige Querschnitte mit [...] winkel 0.

Solche erhält man, wenn die Hauptach[se ...] den Ellipse auf die y'-Achse der z'-Ebene [...] entspricht $\vartheta = 90^0$. Dann geht diese Ellip[se ... S]ymmetrie wegen nicht allein durch den Punkt $x' = -\frac{t}{4}$, sondern auch

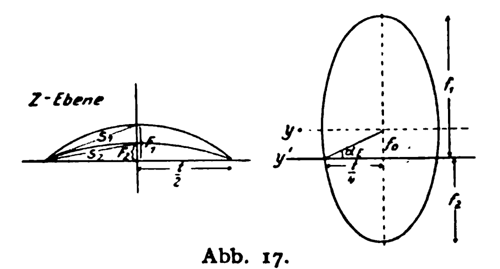


Abb. 17.

durch $x' = +\frac{t}{4}$, damit erhält dann das Profil in der Z-Ebene zwei Spitzen. Diese Sonderheiten können in die allgemeinen Formeln eingesetzt und die geometrischen Bestimmungsstücke des Profils in sie eingeführt werden.

1. Gesamtauftrieb. Unter Einführung der aus den Abb. 17 ersichtlichen Bezeichnungen ist

$$Z = z' + \frac{\left(\frac{t}{4}\right)^2}{z'}; \qquad z' = \frac{Z \pm \sqrt{Z^2 - \left(\frac{t}{4}\right)^2}}{2}$$

$Z = i\, F_1$:

$$z' = \frac{i\, F_1 \pm \sqrt{-F_1^2 - \left(\frac{t}{2}\right)^2}}{2} = i \cdot \frac{F_1 \pm s_1}{2}; \; f_1 = \frac{F_1 + s_1}{2}$$

$Z = i\, F_2$:

$$z' = \qquad i \cdot \frac{F_2 \pm s_2}{2}; \; f_2 = \frac{F_2 - s_2}{2}.$$

Dabei sind unter f_1 und f_2 immer die Absolutwerte zu verstehen. Der Ellipsenmittelpunkt hat die Ordinate $\frac{f_1 - f_2}{2}$, die große Halbachse ist $a = \frac{f_1 + f_2}{2}$. Punkt $T\left(x' = -\frac{t}{4}\right)$ soll

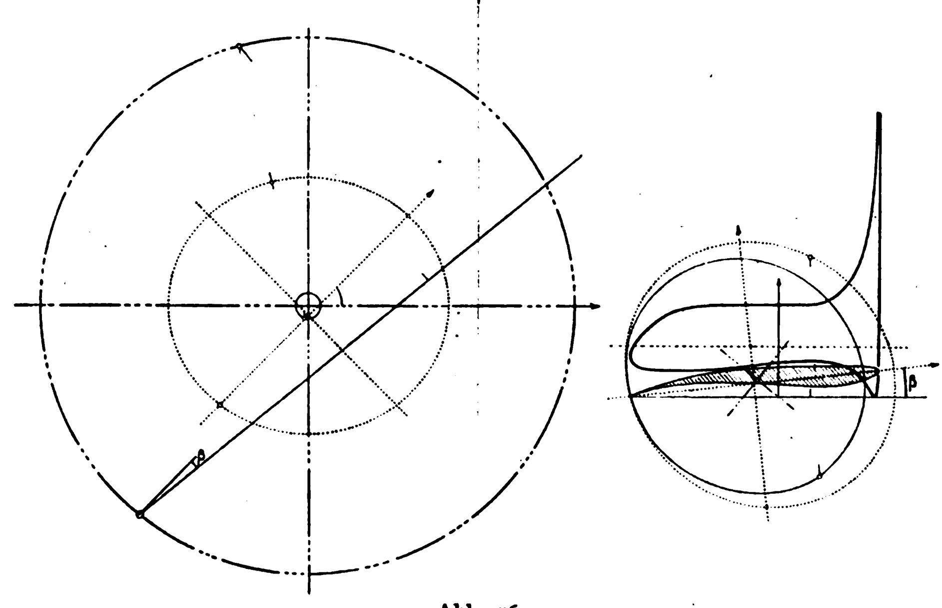


Abb. 16.

auf dem Umfang der Ellipse liegen. Daher

$$b^2 = \frac{a^2 y^2}{a^2 - x^2}; \qquad b = \frac{a \cdot \frac{t}{4}}{\sqrt{a^2 - f_0^2}} =$$

$$= \frac{\frac{f_1 + f_2}{2} \cdot \frac{t}{4}}{\sqrt{\left(\frac{f_1 + f_2}{2}\right)^2 - \left(\frac{f_1 - f_2}{2}\right)^2}} = \frac{t}{4} \cdot \frac{\frac{1}{2}(f_1 + f_2)}{\sqrt{(f_1 f_2)}}$$

Daraus folgt dann

$$r = \frac{a + b}{2} = \frac{f_1 + f_2}{4}\left(1 + \frac{\frac{t}{4}}{\sqrt{f_1 f_2}}\right) \quad . \quad . \quad (22)$$

gleichmäßig etwas verkleinert, und zwar mindestens im Verhältnis $\frac{q^2 - p^2}{q^2} = 1 - \frac{a^2 - b^2}{\left(\frac{t}{2}\right)^2}$.)

Konstanten von Profil 3.

$a = 0{,}2656\,t$	$x'_m = 0$	$\delta = 0^0$	$\alpha = 8^0\,31'$	$r = 0{,}2592\,t$
$b = 0{,}2528\,t$	$y'_m = 0{,}03935$		$\gamma = 0$	$c^2 = 0{,}0608\,t^2$

3. Diagramm der Druckverteilung. Dieses zeigt, daß bei der Sichel die Druckkräfte gegenüber den Saugkräften etwas mehr an der Gesamtauftriebswirkung beteiligt sind, als bei den dickelosen Profilen. Ferner ist ein Minimum der Saugkräfte über dem vorderen Viertel des Profils auffallend.

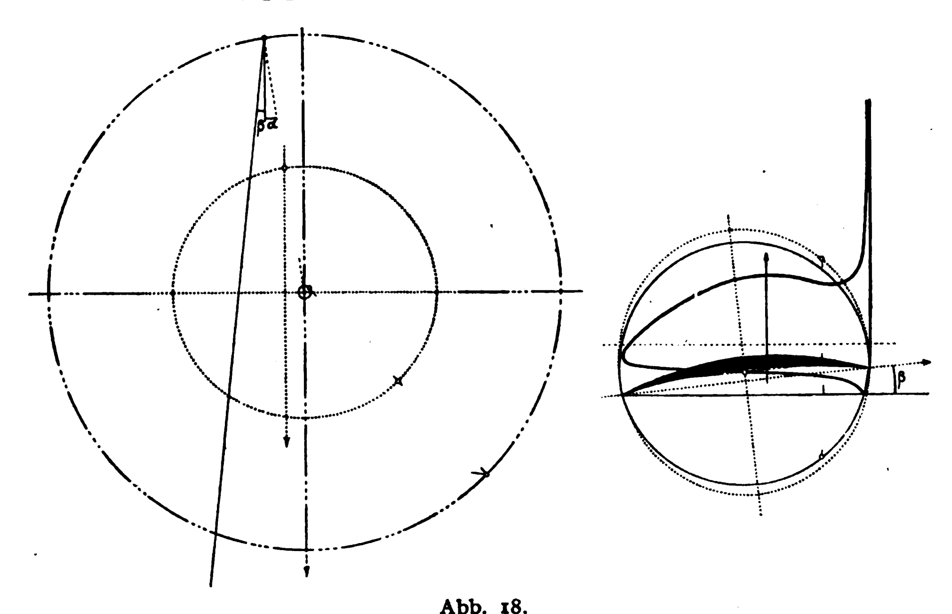


Abb. 18.

α_K ergibt sich aus den Formeln

$$\operatorname{tg} \alpha_E = \frac{f_0}{\frac{t}{4}} \text{ und } \operatorname{tg} \varphi_E = -\frac{\frac{t}{4}}{f_0};$$

$$\operatorname{tg} \varphi_K = \frac{a}{b} \operatorname{tg} \varphi_E = -\frac{2\sqrt{f_1 f_2}}{f_1 - f_2} = \operatorname{tg}(90^0 + \alpha_K)$$

$$\operatorname{tg} \alpha_K = \frac{f_1 - f_2}{2 \cdot \sqrt{f_1 f_2}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (23)$$

Beispiel: Profil 3.

$F_1 = 0{,}10$

$F_2 = 0{,}05$

$t = 1{,}00$

$10\,s_1 = \sqrt{26} = 5{,}099 \qquad 10\,s_2 = \sqrt{25{,}25} = 5{,}025$

$10\,f_1 = \frac{1 + 5{,}099}{2} = 3{,}0495 \quad 10\,f_2 = \frac{0{,}5 + 5{,}025}{2} = 2{,}2625$

$$r = \frac{1}{4} \cdot 0{,}5312\left(1 + \frac{0{,}25}{\sqrt{0{,}30495 \cdot 0{,}22625}}\right) = 0{,}2592$$

$$\alpha_K = 8^0\,31'.$$

Folglich

$$C = 800\,\pi \cdot 0{,}2592 \sin(\beta + 8^0\,31')$$

$$C_0 = 96{,}52 \quad C_6 = 163{,}32 \quad C_{12} = 228{,}34.$$

2. Druckmittelpunkt. Für Sicheln dieser Art wird Formel (21) vereinfacht. Da $\vartheta = \frac{\pi}{2}$ und $e^{i\pi} = -1$, so wird $c^2 = q^2 - p^2$ und $\gamma = 0$. Die Druckpunktswanderung läuft also hier parallel mit jener beim dickelosen Bogen. (Nur sind hier die Amplituden gegenüber auftriebsgleichen Kreisbogen

Druckpunktwanderung.

Statische Längsstabilität.

Die Winkeldifferenz $(\alpha - \gamma)$ ist ein Maß für die Druckpunktwanderung und damit für die statische Längsstabilität eines Tragflügels.

Ein Flugzeug erfüllt bei gleichförmig geradlinigem Flug drei Gleichgewichtsbedingungen. Der Auftrieb ist gleich dem Gewicht, der Widerstand gleich dem Schraubenschub und die Summe aller Drehmomente ist 0. Um letztere Bedingung zu erfüllen, bedient man sich des Ruders. Die Fragen der statischen Längsstabilität knüpfen unmittelbar an das in dieser Weise ausgeglichene Drehmoment an. Wird nämlich ein Flugzeug durch irgendeinen äußeren Anlaß, z. B. eine Bö aus seiner Gleichgewichtslage herausgedreht, d. h. der Anstellwinkel seiner Tragflügel geändert, so tritt ein Drehmoment auf. Dieses kann nun entweder die eingeleitete störende Bewegung rückgängig machen (Stabilität) oder es kann die unerwünschte Bewegung noch verstärken (Labilität). Dazwischen liegt der Grenzfall, der Indifferenz. Wesentlich für die statische Längsstabilität ist also die partielle Ableitung

$$\frac{\partial M}{\partial \beta} = \frac{\partial (A \cdot l)}{\partial \beta} = A \cdot \frac{\partial l}{\partial \beta} + l \cdot \frac{\partial A}{\partial \beta};$$

l = Hebelarm, bezogen auf den Schwerpunkt. Unter der Voraussetzung, daß der Schraubenzug durch den Schwerpunkt geht, muß, wenn Gleichgewicht bestehen soll, der Auftrieb dasselbe tun. Dann ist also $l = 0$ und $\frac{\partial M}{\partial \beta} = A \cdot \frac{\partial l}{\partial \beta}$. Das Vorzeichen von $\frac{\partial M}{\partial \beta}$ wird also durch $\frac{\partial l}{\partial \beta}$ bestimmt. Bezeichnet man wie üblich Momente, die das Flugzeug zu kippen suchen, als positiv, solche, die im Sinne eines Aufbäumens wirken, als negativ, so ist die Anordnung statisch stabil, wenn eine Vergrößerung von β ein positives Drehmoment wachruft, wenn also $\frac{\partial M}{\partial \beta}$ positiv oder $\frac{\partial l}{\partial \beta} > 0$ ist, d. h. wenn

der Druckpunkt nach hinten wandert. Ausschlaggebend für das Vorzeichen von $\frac{\partial l}{\partial \beta}$ oder, was auf dasselbe hinausläuft $\frac{\partial h}{\partial \beta}$ ist nun das Vorzeichen der Winkeldifferenz $(\alpha - \gamma)$. Nach Formel (4a) ist:

$$h = \frac{c^2}{2r} \cdot \frac{\sin 2(\beta + \gamma)}{\sin(\alpha + \beta)}.$$

Von wesentlich positiven Faktoren abgesehen, ist

$$\frac{dh}{d\beta} = 2 \sin(\alpha + \beta) \cos 2(\beta + \gamma) - \sin 2(\beta + \gamma) \cos(\alpha + \beta)$$

$\frac{dh}{d\beta} \gtreqless 0$, je nachdem

$$2 \sin(\alpha + \beta) \cos 2(\beta + \gamma) \gtreqless \sin 2(\beta + \gamma) \cos(\alpha + \beta)$$

$$2 \operatorname{tg}(\alpha + \beta) \gtreqless \operatorname{tg} 2(\beta + \gamma).$$

Setze $\alpha + \beta = \alpha_1$
$\gamma + \beta = \gamma_1$

$$2 \operatorname{tg} \alpha_1 \gtreqless \operatorname{tg} 2\gamma_1$$

$$(1 - \operatorname{tg}^2 \gamma_1) \cdot \operatorname{tg} \alpha_1 \gtreqless \operatorname{tg} \gamma_1$$

$$\operatorname{tg} \alpha_1 - \operatorname{tg} \alpha_1 \cdot \operatorname{tg}^2 \gamma_1 \gtreqless \operatorname{tg} \gamma_1$$

$$\operatorname{tg} \alpha_1 \cdot \operatorname{tg}^2 \gamma_1 \lesseqgtr \operatorname{tg} \alpha_1 - \operatorname{tg} \gamma_1$$

Also ist $\frac{dh}{d\beta} \gtreqless 0$

$\alpha + \beta < 0$ vorausgesetzt, je nachdem

$$\operatorname{tg}^2(\gamma + \beta) \gtreqless 1 - \frac{\operatorname{tg}(\gamma + \beta)}{\operatorname{tg}(\alpha + \beta)}$$

$\alpha + \beta > 0$ vorausgesetzt, je nachdem

$$\operatorname{tg}^2(\gamma + \beta) \lesseqgtr 1 - \frac{\operatorname{tg}(\gamma + \beta)}{\operatorname{tg}(\alpha + \beta)}$$

1. Ist nun $\alpha < \gamma$, so gilt das unterste Zeichen immer, solange $\alpha + \beta < 0$, andernfalls wenigstens für die praktisch vorkommenden kleinen Winkel; also ist $\frac{dh}{d\beta} < 0$, d. h. die Angriffslinie wandert mit zunehmendem β nach rückwärts: Typ des nach oben konkaven Kreisprofiles, Stabilität.

2. Ist $\alpha > \gamma$, so gilt das obere Zeichen immer, wenn $(\alpha + \beta) < 0$, für die allein in Betracht kommenden kleinen Winkel aber auch für $(\alpha + \beta) > 0$, die Angriffslinie bewegt sich nach vorne, wenn β wächst: Typ des nach oben konvexen Kreisbogens, labiler Fall.

3. $\alpha = \gamma$ für diesen Fall wird

$$h = \frac{c^2}{r} \cos(\beta + \gamma).$$

Für die ebene Tragfläche wurde hierfür $\frac{c^2}{r} \cos \beta$ gefunden, so daß $\frac{h}{\cos \beta} = \frac{c^2}{r} = \text{const}$ wurde, der Druckpunkt also dauernd festlag. Für $\gamma = 0$ wird

$$\frac{h}{\cos \beta} = \frac{c^2}{r} \cdot \frac{\cos(\beta + \gamma)}{\cos \beta}.$$

Hier sind die Bewegungen der Angriffslinie zwar nicht vollständig Null, aber für die vorkommenden β und γ nur einige Tausendstel, höchstens $1/4$ vH der Profillänge. Auch hier liegt der Angriffspunkt nahe dem vorderen Viertelteilpunkt der Sehne, da $c \sim r \sim \frac{t}{4}$. Das Sturzflugmoment

$$2\pi\varrho\, V^2 c^2 \sin 2\,(\gamma - \alpha)$$

(je Einheit der Spannweite) verschwindet also beim Typus des ebenen Tragflügels, Indifferenz.

Entscheidend für das Verhalten der unendlich dünnen Kreisbogenprofile, wie es früher angegeben wurde, war also eigentlich nicht, ob $\alpha \gtreqless 0$, sondern ob $\alpha \gtreqless \gamma$, welch letzteres dort nur zufällig Null war. Unter α ist natürlich hier und im folgenden immer α_K zu verstehen. Kurz zusammengefaßt ergibt sich also:

Ein Tragflügel ist dann statisch stabil, wenn $\alpha < \gamma$, bei Vergrößerung des Anstellwinkels wandert der Druckpunkt nach hinten. Er ist labil, wenn $\alpha > \gamma$, der Druckpunkt wandert mit Zunahme des Anstellwinkels nach vorne. Der Druckpunkt ist unbeweglich, der Tragflügel indifferent gegen Änderungen des Anstellwinkels, wenn $\alpha = \gamma$.

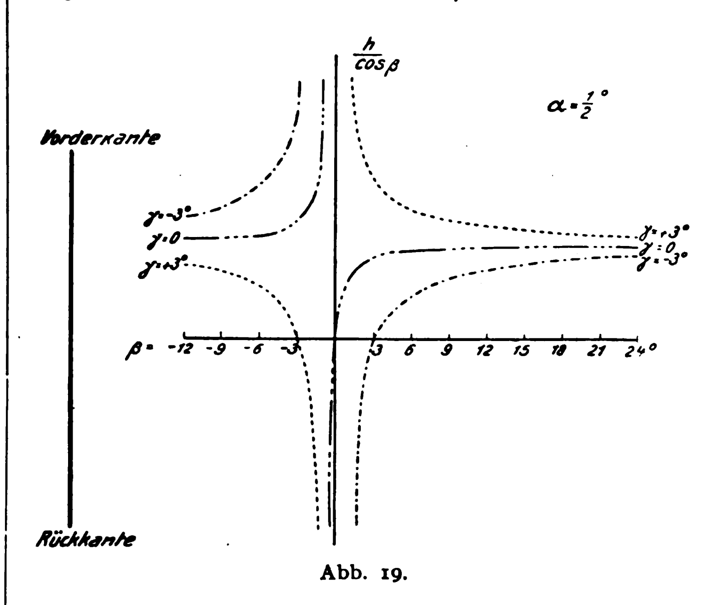


Abb. 19.

Die Größe des Absolutwertes $(\alpha - \gamma)$ hat folgende Bedeutung: Das Gebiet hoher Empfindlichkeit der Angriffslinie gegen Änderungen des Anstellwinkels liegt immer beiderseits von $\beta = -\alpha$, bei welchem der Auftrieb verschwindet. Hier läuft eben der Druckpunkt sehr rasch vom Tragflügel ins Unendliche oder umgekehrt. Dieses Gebiet großer Empfindlichkeit ist nun um so enger, je kleiner $(\alpha - \gamma)$. Allerdings sind dann auch die Bewegungen der Angriffslinie in diesem Bereich um so jäher. Doch wird dann bereits für Winkel, die von dem kritischen Wert $\beta = -\alpha$ nur wenig entfernt sind, die Druckpunktwanderung sehr gering. Anders, wenn $(\alpha - \gamma)$ groß. Die Gebiete hoher und geringer Empfindlichkeit stoßen hier nicht so unvermittelt aneinander, als im ersten Fall. Das hat zur Folge, daß erst bei großen Anstellwinkeln eine gewisse Ruhelage des Druckpunktes erreicht wird (s. Abb. 19).

Wird also von einem Tragflügel Eigenstabilität verlangt, so kommt das auf die Forderung hinaus, daß der Wert $(\alpha - \gamma)$ negativ oder wenigstens klein ist. Man kann, um sie zu erfüllen, α klein oder γ groß wählen. Letztgenannte Möglichkeit ist beschränkt, weil ein allzu großes γ zu sehr verbogene Profile zur Folge hat; man dürfte über zwei bis zweieinhalb Grad kaum hinausgehen können. Der andere Weg, Verringerung von α, bedeutet aber Verminderung des Auftriebes. Man sieht also, daß die Forderung von Stabilität und zugleich hohem Auftrieb einen gewissen Widerspruch birgt. Immerhin dürfte es nicht schwer fallen, für den Einzelfall ein geeignetes Kompromiß zu finden, wenn man erkannt hat, daß es hierbei auf geeignete Abstimmung der Werte α und γ ankommt. Hat man die Aufgabe, ein Profil zu entwerfen, das hinsichtlich Auftrieb und Stabilität vorgegebenen Bedingungen genügt, so hat man mit der Wahl von α und γ zu beginnen. Nach Festlegung dieser Werte hat man immer noch eine sehr weitgehende Freiheit in der Formgebung, wie besonders spätere Beispiele noch zeigen werden.

Bemerkungen über die sechs Invarianten eines Profils, die seinen Auftrieb bestimmen.

Als solche sind anzusehen α, γ, r, c^2 sowie die Mittelpunktskoordinaten des Bildkreises. Von diesen sind die beiden Winkel α und γ, von denen vorausgehend die Rede war, weitaus die wichtigsten. Sie geben nicht nur vollständigen Aufschluß über den Charakter des Profils hinsichtlich der Stabilität, sondern sie allein gestatten auch schon eine sehr gute Schätzung des Auftriebswertes und der Lage der Angriffslinie für einen bestimmten Anstellwinkel. Die übrigen vier Invarianten sind für alle Profile nahezu gleich. Der Radius r des Bild-

kreises kann durch $\frac{t}{4}$ ersetzt werden, wobei — immer im gleichen Sinn — ein Fehler gemacht wird, der wie eine größere Reihe behandelter Beispiele lehrt, zu durchschnittlich etwa 5 vH geschätzt werden kann. Rechnet man diesen der Erfahrung nach zu erwartenden Fehlbetrag von vornherein zu $\frac{t}{4}$ dazu, so dürfte der Fehler durchschnittlich nur noch etwa 2 vH betragen. c^2 kann mit einem Fehler von etwa 1 vH (nur in seltenen Ausnahmefällen einmal 3 oder 4 vH) durch $\left(\frac{t}{4}\right)^2$ ersetzt werden. Nimmt man den Unterschied von r und $\frac{t}{4}$, wie vorhin angegeben zu 5 vH an, so ist der Mittelpunkt des Bildkreises, welcher Bezugspunkt für den Hebelarm h des Auftriebs ist, durchschnittlich 2 vH von der Mitte des Profils entfernt. Das folgt aus einem Satz von Bieberbach, wonach ein um den genannten Kreismittelpunkt mit dem Radius $2r$ geschlagener Kreis das Profil vollständig umschließt. Ersetzt man also diese vier Invarianten durch diese Näherungswerte, so kann man die Auftriebsgrößen aus den beiden Winkeln α und γ allein mit einem Fehler von etwa 5 vH angeben. Jedenfalls ist ein Profil durch die einfache zeichnerische Angabe seiner ersten und zweiten Achse, etwa in der Weise, wie es auf dem Übersichtsblatt, Abb. 20 geschehen ist, bereits sehr gut und für praktische Zwecke wohl genügend genau beschrieben.

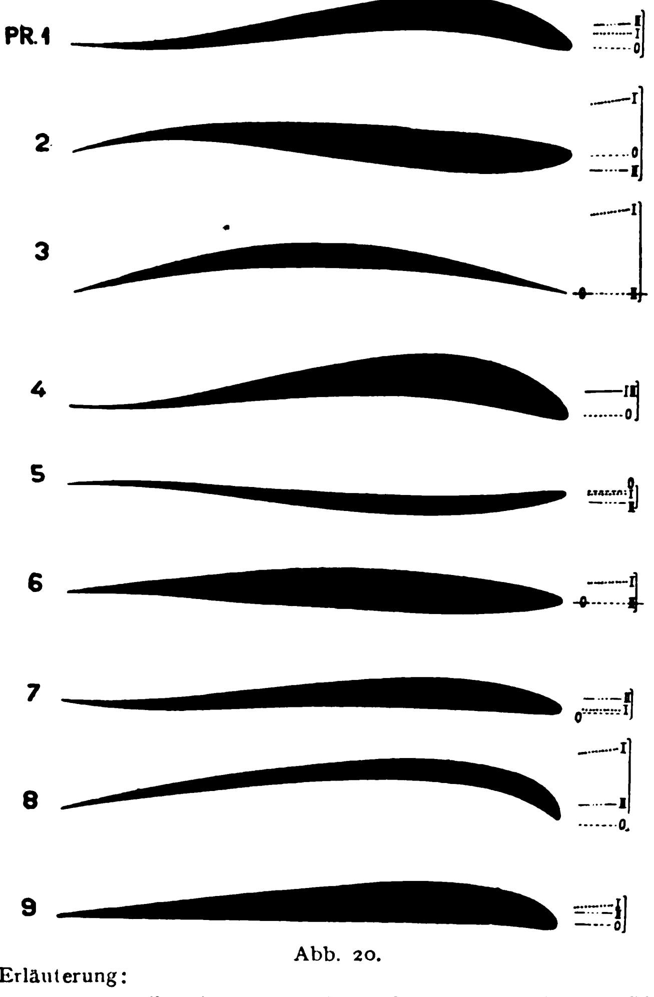


Abb. 20.

Erläuterung:

----------o gilt mit der Profilhinterkante verbunden die Linie $\beta = 0$, von der aus die Anstellwinkel gerechnet werden (»Sehne«).

............I Die »1. Achse«, die mit der vorigen Linie $\beta = 0$ den Winkel α einschließt.

— - - - - - - - II Die »2. Achse«, die mit $\beta = 0$ (-----) den Winkel γ einschließt.

Zu unterscheiden: I liegt über II: $\alpha < \gamma$, labiler Fall
I liegt unter II: $\alpha > \gamma$, stabiler Fall
I deckt sich mit II: $\alpha = \gamma$, indifferenter Fall

Winkel o I ist ein Maß für den Auftrieb
Winkel I II ist ein Maß für die Stabilität.

Profil 4. Ein S-förmiges Profil mit festliegendem Angriffspunkt.

Es soll nun versucht werden, ein dem Profil 1 ähnlich sehendes anzugeben, für welches der Druckpunkt vom Anstellwinkel unabhängig ist. Die Ähnlichkeit mit dem verlangten Profil wird hauptsächlich durch die Wahl des Winkels ϑ zu 45^0 gesichert. Sodann muß der geforderten Eigenschaft wegen $\alpha = \gamma$ sein. Es ist ersichtlich, daß es noch sehr viele Profile gibt, die diesen Forderungen genügen, auch dann noch ∞^2, wenn der bisher eingeschlagene Weg zur Abbildung benutzt werden und eine Ellipse die Abbildung vermitteln soll. Um noch verhältnismäßig großen Auftrieb zu erhalten, sei etwa festgesetzt: $\alpha = \gamma = 2\frac{1}{2}^0$.

Nach Formel (23) ist nun

$$q^2 + p^2 \cdot e^{2\vartheta i} = c^2 \cdot e^{2\gamma i}$$
$$q^2 + p^2 \cdot i = c^2 (\cos 5^0 + i \sin 5^0)$$
$$c^2 = \frac{0{,}0625}{\cos 5^0} = 0{,}06274$$
$$p^2 = c^2 \cdot \sin 5^0 = 0{,}005468.$$

p ist der halben Brennweite der Ellipse gleichzusetzen, also

$$a^2 - b^2 = 4\, p^2 = 0{,}02187.$$

Nun darf noch das Achsenverhältnis beliebig gewählt werden. Durch Probieren hat man jetzt die Möglichkeit, eine gefällige Form zu erhalten oder allenfalls auch noch irgendeine andere Bedingung zu erfüllen. Sei z. B. $a = 0{,}29$ angenommen, so ergibt sich $b = 0{,}2494$. Damit ist jetzt auch der Mittelpunkt der Ellipse in der z'-Ebene festgelegt, denn α_E ist durch die Gleichung (19) bestimmt, wonach

$$\operatorname{tg}(\vartheta - \alpha_K) = \frac{a}{b} \cdot \operatorname{tg}(\vartheta - \alpha_E);$$

$$\operatorname{tg}(45^0 - \alpha_E) = \frac{b}{a} \operatorname{tg}(42^0{,}5) \qquad \alpha_E = 6^0\, 45'$$

Außerdem muß die Ellipse noch durch den Punkt $z' = -q = -\frac{1}{4}$ gehen. Das Profil kann dann mit Hilfe der schon öfter benutzten Koordinatennetze gezeichnet oder auch nach der S. 140 angegebenen Konstruktion gezeichnet werden.

Bei Vergrößerung des Anstellwinkels von 0^0 auf 10^0 und 20^0 rückt der Angriffspunkt nur um $\frac{2}{1000}$ bzw. $\frac{4}{1000}$ der Flügeltiefe nach vorn. Dieses durch $\alpha = \gamma$ bedingte Verhalten des Druckpunktes kommt natürlich nicht in einer ohne weiteres erkennbaren Weise in der geometrischen Gestalt des Profiles zum Ausdruck, jedoch wird bei Formen, die den vorigen ähnlich α und γ nie sehr verschieden sein, was immer eine gewisse geringe Beweglichkeit des Angriffspunktes verbürgt. Zur Angabe der Auftriebsgröße des ermittelten Profiles benötigt man nur noch den Radius des Bildkreises. Er ist gleich 0,2697. Dann ist z. B.

$$C_0 = 29{,}4 \qquad C_6 = 99{,}8 \qquad C_{12} = 169{,}0$$

Zusammenstellung der Konstanten.

$a = 0{,}2900\,t$	$x'_m = 0{,}0204$	$\vartheta = 45^0$	$\alpha_K = 2^0\,30'$	$r = 0{,}2695\,t$
$b = 0{,}2495\,t$	$y'_m = 0{,}0320$		$\gamma = 2^0\,30'$	$c^2 = 0{,}0627\,t^2$

Profil 5—7. Hierfür möge der Kürze halber eine Zusammenstellung der Konstanten genügen.

Profil 5 (vgl. Abb. 20).

$a = 0{,}2675\,t$	$x'_m = 0{,}0075\,t$	$\vartheta = -45^0$	$\alpha_K = -0^0\,13'$	$r = 0{,}2575\,t$
$b = 0{,}2475\,t$	$y'_m = -0{,}011\,t$		$\gamma = -1^0\,11'$	$c^2 = 0{,}0626\,t^2$

$$C_0 = -2{,}6 \qquad C_6 = 65{,}0 \qquad C_{12} = 132{,}0$$

Profil 6 (vgl. Abb. 20).

$a = 0{,}270\,t$	$x'_m = 0{,}0098\,t$	$\vartheta = 90^0$	$\alpha_K = 2^0\,7'$	$r = 0{,}265\,t$
$b = 0{,}260\,t$	$y'_m = 0{,}0100\,t$		$\gamma = 0$	$c^2 = 0{,}0611\,t^2$

$$C_0 = 24{,}6 \qquad C_6 = 94{,}0 \qquad C_{12} = 162{,}2$$

Profil 7 (vgl. Abb. 20).

$a = 0{,}2725\,t$	$x_m = 0{,}0127\,t$	$\vartheta = 45^0$	$\alpha_K = 0^0\,16'$	$r = 0{,}2625\,t$
$b = 0{,}2525\,t$	$y_m = 0{,}0112\,t$		$\gamma = 1^0\,12'$	$c^2 = 0{,}0626\,t^2$

$$C_0 = -3{,}0 \qquad C_6 = 65{,}8 \qquad C_{12} = 138{,}8$$

(Schluß folgt.)

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten, auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Ein Weltluftschiffswettbewerb mit ähnlichen Bedingungen wie der Gordon-Bennett-Freiballonwettbewerb wird Schweizerischen Nachrichten zufolge von England geplant. Amerika, Frankreich, Italien und selbst Deutschland würden zur Teilnahme eingeladen werden. (Motor, Zürich, 1. 4. 22.) **22/19. 12.**

Weltluftverkehr.

Die Beförderungsstatistik im Flugdienst London—Paris ergab nach einer Mitteilung des Unterstaatssekretärs Lord Gorell gelegentlich der Feier des 1. Jahrestages des staatlicherseits unterstützten britischen Flugdienstes London—Paris folgende Zahlen:

	Verwendete Flugzeuge	Fluggäste London—Paris	Fluggäste Paris—London
Im britischen Flugdienst	526	2989	2709
Im französischen Flugdienst	—	2043	2380

Im Durchschnitt wurden auf englischen Flugzeugen 5,4, auf französischen 2,8 Fluggäste befördert; im Frachtverkehr wurden durchschnittlich 16 t auf englischen gegenüber 53 t auf französischen Flugzeugen befördert. **22/19. 5.**

Der regelmäßige Luftdienst Amsterdam—Rotterdam—London ist am 18. April durch die Koninklijke Luchtvaart Maatschappy eröffnet worden. Die Flugzeuge verlassen Amsterdam mittags 1 Uhr und treffen in London so rechtzeitig ein, daß Post und Pakete noch am gleichen Abend in London ausgetragen werden können. Die Flugzeuge aus London treffen in Amsterdam gegen 2 Uhr nachmittags ein. **22/20. 6.**

Der erste Nachtflug im London—Paris—Brüssel—Amsterdamverkehr über den britischen Teil der Linie wurde im März von einem Luftfahrzeug des englischen Luftministeriums ausgeführt, um die Befeuerungseinrichtungen dieser Linie zu untersuchen. Das Flugzeug stieg mit 8 Personen — einschließlich eines Orters, eines Offiziers für F.T. und des Vertreters des Ministeriums — um 8^{30} abends in Biggin Hill auf, flog nach London (Croydon) und landete hier. Der Flug ging weiter ab Croydon 9^{10} abends in Richtung auf Lympne. Die Feuer zu Tatsfield und Cranbrook waren in Tätigkeit und wurden ohne Mühe gesichtet. Kurz darauf wurde das Leuchtfeuer von Lympne festgestellt. Das Seeleuchtfeuer auf Kap Grisnez war schon von Biggin Hill ab sichtbar und bot eine ausgezeichnete Kennung, so daß das französische Feuer in St. Inglevert mühelos angesteuert werden konnte. Auf dem Rückfluge wurde die Küste bei Folkestone gekreuzt und dann bei Lympne mühelos gelandet. Dieser Flugplatz wurde um 11^{30} abends wieder verlassen und über Croydon, das leicht gesichtet wurde, nach Biggin Hill weitergeflogen, wo eine glatte Landung erfolgte. Der Führer sprach sich lobend über die Befeuerung der Linie aus und behauptete, daß besonders mit den erleuchteten Landungs-»L's« die Bodenorganisation die beste wäre, die er gesehen hätte, und die Landung bei Nacht ebenso leicht machte wie am Tage. (Flight, London, 13. April 1922.) **22/20. 7.**

Eine Luftlinie Brüssel—London wird mit dem 15. 5. eröffnet werden. Der Dienst wird durch Luxus-Fahrzeuge, die 15 Personen fassen können, besorgt werden. Die Fahrzeuge werden mit drahtloser Telegraphie und Telephonie ausgestattet sein.

Die Linie wird nach einer Mitteilung des Luftministeriums von der Instone Airline aufgenommen und vom Staat unterstützt werden. Der Ausbau dieser Linie mit Seeflugzeugen nach Norddeutschland und Skandinavien ist in Aussicht genommen. (Flight, London, 23. 4. 22; Le Soir Nr. 124, 4. 5. 22.) **22/21. 2.**

Ein Luftverkehr Bagdad—Kairo ist nach einer Mitteilung der Generalpostdirektion Teheran (Post- und Telegraphenministerium) eingerichtet worden. Der Dienst ist ein halbmonatlicher und ermöglicht eine Beschleunigung von 14 Tagen vor dem gewöhnlichen Transportwege Bassorah—Bombay—Aden—Port Said. Befördert werden Postkarten und Briefe unter folgenden Bedingungen:

1. Die Sendungen müssen die Bezeichnung »Poste aérienne Bagdad—Caire« tragen.

2. Die Luftpostzuschläge betragen:

a) für Postkarten 2 Krans } vor dem Kriege
b) für Briefe je 20 g 2 » } 1 Kran = 40 Pf.
c) Einschreibesendungen sind nicht zugelassen.

Die erstmalige Aufgabe von Luftpostsendungen erfolgte bis zum 30. 3. 5^{00} nachm. in Teheran für die von Bagdad am 14. April abgehende Luftpost. **22/21. 5.**

Deutschland.

Flugplan (Berlin)—Königsberg i. Pr.—Kowno—Smolensk—Moskau.

Deutsch-russische Luftverkehrs-Gesellschaft.

Gültig ab 1. Juni 1922.

Flugzeug	Eisenbahn		Eisenbahn	Flugzeug
	6^{32}	↓ ab Berlin (Friedrichstr.) an ↑	7^{14}	
	7^{38}	an Königsberg . . . . ab	7^{28}	
Sonntag, Donnerstag				
M. E. Z. 8^{30}		ab Königsberg . . . . an		3^{16} M. E. Z.
O. E. Z. 11^{15}		an Kowno [1]) . . . . . ab		2^{30} O. E. Z.
O. E. Z. 11^{45}		ab Kowno . . . . . . an		2^{00} O. E. Z.
O, E. Z. 3^{45}		an Smolensk [1]) . . . . ab		10^{00} O. E. Z.
O. E. Z. 4^{45}		ab Smolensk . . . . . an		9^{30} O. E. Z.
O. E. Z. 7^{15}		an Moskau . . . . . . ab		6^{30} O. E. Z.
(Mosk. Z. 9^{45})				(9^{00} Mosk. Z.)

[1]) Voraussichtlich fällt in Kürze die Landung in Kowno fort. Unter Umständen tritt gleichzeitig anstelle der Landung in Smolensk eine Landung in Witebsk. **22/21. 7**

Argentinien.

Ein Luftverkehr Buenos Aires—Montevideo für Personen- und Postbeförderung ist vor einiger Zeit von der Compañia Rioplatense de Aviacion eingerichtet worden. Als Flugzeuge werden Airco-16-Doppeldecker mit 360 PS-Rolls-Royce-Motoren verwendet. Die Flüge finden während der Sommermonate alle zwei Tage statt. Flugdauer ungefähr 2 h. **22/19. 29.**

Italien.

Ein Luftverkehr Rom—Tripolis zur Beförderung von Post und Passagieren soll auf Grund der Bemühungen des Kolonialsekretärs Girardini eingerichtet werden. Der Luftkommandeur hat die Benutzung des Luftschiffes Esperia (früher Bodensee) für den ersten Frühjahrsflug zugesichert. Inzwischen soll die Landungsmöglichkeit in Tripolis durch den Kommandanten, Major Valle, erforscht werden. (Aviation, New York, 24. April 1922.) **22/21. 18.**

Das kleinste halbstarre Luftschiff der Welt S.C.A. 1 wurde am 18. 2. in Rom getauft. Es ist von der Stabilimento di Costrucioni aeronautiche für die spanische Armee erbaut worden. Ein weiteres Schiff dieses Typs wird bald fertiggestellt sein. Der Gasrauminhalt beträgt 1500 m³. (Aviation, New York, 24. April 1922.) **22/21. 19.**



Materialkunde. Selen. — André Rio, La Technique Aéronautique, Bd. 13, Nr. 5 u. 6, 15. März 1922 und 15. April 1922, S. 153/155 u. 177/182 (9 S., o. Abb.).

(Eigenschaften und Gewinnung des Selens, seine Licht- und Farbenempfindlichkeit, technische Anwendungen usw., ohne besondere Beziehungen auf die Luftfahrttechnik.) W. **22/21. 32.**

Meßgeräte. Praktische Winke für die Handhabung von Höhenmessern und Höhenschreibern. — A. W. Hulbert, The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 22, Nr. 12, 22. März 1922, S. 210 (1½ Sp., o. Abb.).

Höhenmesser sollten alle zwei Monate und nach jeder harten Landung unter der Luftpumpe nachgeprüft und gegebenenfalls neu eingeregelt werden. Höhenschreiber müssen federnd aufgehängt werden. Für die Schreibvorrichtung darf keine gewöhnliche Tinte verwendet werden. Unbefriedigende Aufzeichnungen sind vielfach nur auf falsche Einstellung des Schreibstiftes zurückzuführen. Die Schreibtrommel darf keinen toten Gang aufweisen. Höhenschreiber (»recording altimeters«) haben eine Umlaufzeit von 6 oder 12 h, Barographen (»barographs«) eine von 7 Tagen und werden zu meteorologischen Zwecken verwendet. W. **22/19. 43.**

Meßgeräte. Bestimmung der Deformationsgröße von Schraubenblättern im Marsche. — R. Katzmayr, Der Motorwagen, Bd. 25, Nr. 12, 30. April 1922, S. 223/225 (5 Sp., 4 Lichtb.). W. **22/20. 29.**

Motorbeschreibung. Trebert-16-Zylinder-X-Umlaufmotor. — Automotive Industries, Bd. 46, Nr. 5, 2. Febr. 1922, S. 222 (1 Sp., 1 Abb.).

16 luftgekühlte Zylinder in 4 Reihen je 90° zueinander versetzt. Je 2 gegenüberliegende Kolben durch eine Lenkstange miteinander verbunden und durch eine Schubstange betätigt. Ventile werden durch Fliehkraft geschlossen. 2 Zündapparate. Preßölschmierung. Saugleitung vom Kurbelgehäuse getrennt. Seitlicher Kolbendruck wird durch gehärtete Platten an der Lenkstange aufgenommen. Bei der Abb. fällt auf, daß die Steuerwellen nicht eingekapselt sind. Keine Zahlenangaben. Hn. **22/20. 30.**

Motorbeschreibung. Dieselmotor für Flugzeuge. — Nach Daily Telegraph, The Aeroplane, Bd. 22, Nr. 6, 8. Febr. 1922, S. 102 (1½ Sp., o. Abb.).

Ein ungenannter französischer Ingenieur hat einen Dieselmotor für Flugzeuge gebaut. Einzelheiten fehlen. Hn. **22/20. 31.**

Motorbeschreibung. Bauartenprüfung des luftgekühlten 100-PS-Dreizylinder-Bristol-»Lucifer«-Sternmotors (Type Test of Bristol »Lucifer« Engine). — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 22, Nr. 19, 10. Mai 1922, S. 338/340 (2 Sp., 1 Schaub., 1 Lichtb.); Flight, Bd. 14, Nr. 19, 11. Mai 1922, S. 267/268 (3 Sp., 1 Schaub., 2 Lichtb., 3 Zahltaf.).

Der luftgekühlte Dreizylinder-Bristol-»Lucifer«-Sternmotor ist vor kurzem in einem Bristol-Eindecker (verspannter Jagd-Eindecker älterer Bauart, vgl. Flugarchiv 2808, ZFM 1920, S. 214. D. Ber.) geflogen worden und hat sehr befriedigt. Neuerdings hat der Motor einen Dauerlauf von 50 h nach den Vorschriften des engl. Luftfahrtministeriums geleistet und die Bauartenprüfung bestanden.

Zylinderbohrung	146	mm
Hub	153	mm
Hubraum des Motors	8,00	l
Kolbenfläche	168	cm²
Verdichtungsverhältnis	1 : 4,8	
Kolbengeschwindigkeit bei 1600 Umdr./min	8,5	m/s
Normalleistung am Boden 100 PS bei	1600	Umdr./min
Erforderlicher Öldruck	3,5	kg/cm²
Einheitsbrennstoffverbrauch (im Mittel)	0,346	l/PSh
Einheitsölverbrauch (im Mittel)	0,021	l/PSh
Leergewicht des Motors mit Heizvorrichtung	147	kg
Einheitsgewicht des Motors (100 PS)	1,47	kg/PS

Kurbelwelle läuft im Uhrzeigersinn um. Druckölschmierung mit Castrol-»R«-Öl; Öltemperatur 40—50° C. Claudel H.C.8-Vergaser. Ansaugluft wird durch den Auspuff geheizt. Während des Dauerlaufes wurde ein Gemisch aus 80 vH Benzol und 20 vH Benzin verwendet. Motor hatte vor dem Dauerlauf bereits 155 Laufstunden. Von dem 50-h-Lauf 20 h mit Luftschraube. Im Drehzahlbereich zwischen 1200 und 1650 Umdr./min Leistung gemessen. Verbrennungsdruck zwischen 8,0 kg/cm² und 8,6 kg/cm². Während des Dauerlaufes meist mit 90 vH der Volleistung gelaufen. Motor nach dem Dauerlauf einwandfrei.

Leistungen:	Umdr./min	PS
	1200	90
	1400	105
	1600	118
	1650	122

Dauerlauf und Bauartenprüfung bisher nur vom Bristol-»Jupiter« und zwei anderen Motoren bestanden. W. **22/22. 26.**

Motorbeschreibung. Nachbau von Bristol-Sternmotoren in Frankreich. — Aerial Age Weekly, Bd. 15, Nr. 8, 1. Mai 1922, S. 183 (16 Zl., o. Abb.).

Die französischen Gnôme und Le Rhône-Werke haben von den Bristol-Flugzeugwerken den Nachbau des 400-PS-Bristol-»Jupiter«-Sternmotors mit Luftkühlung übertragen erhalten und den Vertrieb für Frankreich und einige europäische Staaten bekommen. W. **22/22. 27.**

Motorvergaser. Betrachtung der üblichen Arten der Brennstoffverdampfung. — N. J. Thompson, Automotive Industries, Bd. 46, Nr. 9, 2. März 1922, S. 515/517 (4½ Sp., 2 Abb.).

In der letzten Zeit steigt die Siedekurve der verwendeten Brennstoffe dauernd. Vorwärmung der Luft entweder vor ihrem Eintritt in den Vergaser oder durch mittels Abgase geheizte heiße Stellen im Saugrohr. Nach Kegerreis muß die Luft, um ganz trockenes Gemisch zu erzielen, 136° C. heiß sein, allerdings wurde guter Lauf schon bei 90° C. erzielt. Trockenes Gemisch vorteilhaft, da bei ihm die Zersetzung des Schmieröles geringer. Gute Verdampfung sichern Vorrichtungen, bei denen im Saugrohrkrümmer eine Anzahl durch Abgase geheizter Rippen angebracht sind, in die unverdampfte Brennstofftropfen durch Schleuderkraft hineingelangen und verdampfen (und schlechtes Anlassen, da, wenn die Einrichtung noch kalt, sich sehr viel Brennstoff an ihr niederschlägt! D. Ber.). Hn. **22/19. 45.**

Motorzündung. Prüfung des selbsttätigen Delco-Generator-Ausschalters (Fifty-Hour Endurance Flight Test of Delco Automatic Generator Cut-Out). — U. S. Militär-Luftfahrtnachrichten (Air Service Information Circular), Bd. 3, Nr. 282, 15. Okt. 1921 (½ Sp., o. Abb.).

Der selbsttätige Delco-Generator-Ausschalter für die Delco-Zündung am Liberty-Motor wurde versuchsweise in einigen Flugzeugen eingebaut und hat bis zu 58 Flugstunden gut überstanden. Der Verwendung des Ausschalters im Dienstbetriebe stehen daher keinerlei Bedenken entgegen. W. **22/21. 35.**

Segelflug. Einfluß der Windströmungsart auf den Tragflügelbau (L'influence de la nature des courants aériens sur la construction des ailes voilières). — A. de Pischof, L'Aéronautique, Bd. 4, Nr. 35, April 1922, S. 125/129 (9 Sp., 7 Abb.).

Für den Segelflug kommen Aufwind und die Schwankungen im wagerecht wehenden Winde in Frage. Zur Ausnützung der inneren Windenergie gehören schnelle Anstellwinkeländerungen der Flügel, die am besten durch drehbar am Rumpf gelagerte Flügel (wie z. B. beim Segeleindecker des Bayerischen Aero-Clubs 1921 und beim Harth-Messerschmitt-Segeleindecker ermöglicht werden. Bréguet hat bereits vor Jahren (1912) an seinen Flugzeugen eine Flügelbauart mit selbsttätiger Anstellwinkeländerung angewendet. W. **22/22. 28.**

Segelflug. Über den motorlosen Flug (Sur le vol sans moteur). — Jean Constantin, L'Aéronautique, Bd. 4, Nr. 35, April 1922, S. 114 (2 Sp., o. Abb.).

Der Segelflug der Vögel beruht auf der zweckmäßigen Ausnutzung von Pulsationen des Windes und wird gegen den Wind ausgeführt. Die Flugbahn zeigt dabei ein abwechselndes Steigen und Fallen. Der reine Segelflug der Vögel kann vom Menschen nicht nachgeahmt werden, da er die Windschwankungen nicht rechtzeitig wahrnehmen und danach steuern kann. Immerhin ist die Pflege des Segelflugsportes von hohem Wert. W. **22/22. 29.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt



Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG: **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt** vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG: Dr.-Ing. e. h. Dr. **L. Prandtl** Professor an der Universität Göttingen — Dr.-Ing. **Wilh. Hoff** Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

13. Heft | 15. Juli 1922 | 13. Jahrgang

INHALT:

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zum Preise von M. 20.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien Fr. 25.—), England sh. 12.—), Dänemark (Kr. 10.—), Frankreich (Fr. 25.—), Japan (Yen 3.—), Italien (Lire 35.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 7.—), Norwegen (Kr. 11.—), Schweden (Kr. 10.—), Spanien (Pes. 15.—), Schweiz (Fr. 14.—), V. St. A. (Doll. 3.—).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 1.80 für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf 1.20 Pf. für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand**, die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die **Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.**

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Postscheckkonto: München Nr. 4412.

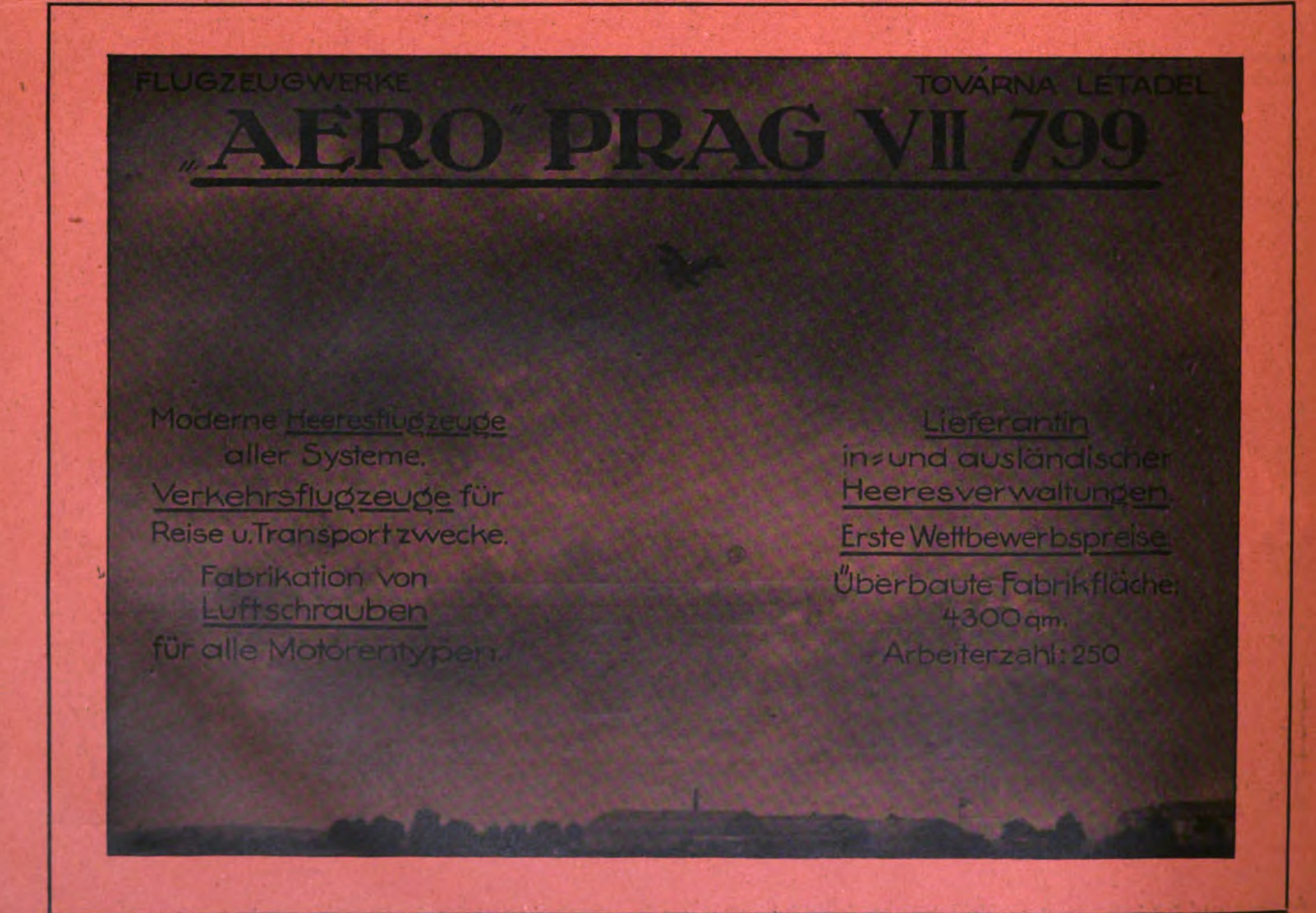
Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.



Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

13. Heft 15. Juli 1922 13. Jahrgang

XI. Ordentliche Mitglieder-Versammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt E. V.[1])

Von Curt Eppinger.

Die XI. Ordentliche Mitglieder-Versammlung der WGL, welche die Teilnehmer diesmal in die alte Hanseatenstadt Bremen führte, erbrachte durch ihre außerordentliche Teilnehmerzahl den stärksten Beweis der Lebensnotwendigkeit der WGL für die deutsche Luftfahrt. Neben den zahlreichen führenden Persönlichkeiten der Wissenschaft und der Luftfahrzeugindustrie sah man als Vertreter des Auswärtigen Amtes Geheimrat v. Lewinski, des Reichsverkehrsministeriums Geh. Reg.-Rat Dr. Müller, des Reichsschatzministeriums Reg.-Rat Hartmann, des Reichspostministeriums Ministerialrat Thilo und des Senats der Stadt Bremen Senator Meyer. Der Deutsche Luftfahrt-Verband war durch seinen Vorsitzenden, Bürgermeister Dr. Buff, vertreten, der Aero-Club von Deutschland durch seinen Präsidenten Dr. Gradenwitz, der Verband Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller durch Direktor Kasinger. Es braucht wohl nicht erwähnt zu werden, daß der Bremer Verein für Luftfahrt, der in dankenswerter Bereitwilligkeit seine Arbeit und Organisation der Geschäftsführung der WGL zur Verfügung gestellt hatte, fast vollzählig vertreten war. Auch hatte es sich der Generaldirektor des Norddeutschen Lloyd, Geheimrat Stimming, nicht nehmen lassen, seine Gäste persönlich zu begrüßen. Es würde an dieser Stelle zu weit führen, die Namen aller derjenigen aufzuführen, die vermöge ihrer Stellung und ihrer Verdienste in der deutschen Luftfahrt einen Anspruch darauf haben, genannt zu werden. Sie waren alle da.

Bereits am Vormittage des 17. Juni hatte sich der Vorstandsrat der WGL zu einer Sitzung im Verwaltungsgebäude des Norddeutschen Lloyd zusammengefunden, während die Tagung selbst durch einen Begrüßungsabend im Bachussaal des Bremer Ratskellers eingeleitet wurde. Hier nahmen Bürgermeister Dr. Buff für den Deutschen Luftfahrt-Verband und den Bremer Verein für Luftfahrt sowie Senator Meyer für den Senat der Stadt Bremen Gelegenheit, der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt in Bremen ein herzliches Willkommen zu bieten, indem sie dem Wunsche Ausdruck gaben, daß die bedeutende Tagung den besten Verlauf nehme und die innige Verbindung der jungen Luftfahrt mit der alten Hansastadt eine Förderung ihrer Wünsche und Bestrebungen sein möge. Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. Schütte dankte für die überaus liebenswürdige Aufnahme und Begrüßung. Der deutsche Geist, der sich jetzt wieder in hervorragendem Maße bei den Hanseaten im Wiederaufbau der Handelsflotte zeigt, wird auch der deutschen Luftfahrt zu ihrem Wiederaufbau helfen. Ein vom Senat der Stadt den Mitgliedern und Gästen der WGL gereichter Ehrentrunk schloß die würdevolle Begrüßung.

An nächsten Tage wurde um 9 Uhr die XI. Ordentliche Mitglieder-Versammlung durch den 1. Vorsitzenden, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. e. h. Schütte in der »Union« eröffnet. Nachdem er in anerkennenden Worten der mühevollen Arbeit der Gründer der WGL gedacht hatte, sprach er den zahlreichen Vertretern der Staats- und Kommunalbehörden, sowie der Luftfahrtvereine und allen Gästen den wärmsten Dank der WGL für ihr Erscheinen und das damit begründete Interesse an der Förderung der Luftfahrtwissenschaft aus. Senator Meyer gab der Freude der Stadt Bremen Ausdruck, die führenden Männer der deutschen Luftfahrt in ihren Mauern begrüßen zu können; auf dem Boden einer Stadt, die schon frühzeitig die Bedeutung des Luftfahrtwesens erkannt und das größte Interesse an seiner Entwicklung hat. Hat doch die Stadt in dieser Erkenntnis einen Flughafen geschaffen, der wohl allen Anforderungen der Jetztzeit genügen wird. Bürgermeister Dr. Buff sprach als Präsident des Deutschen Luftfahrtverbandes sowie als Vorsitzender des Bremer Vereins für Luftfahrt und gedachte besonders der Bedeutung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für die Industrie. Er gab seiner Freude Ausdruck, daß jetzt auch der Versuch gemacht wird, eine engere Fühlung zwischen der WGL und dem Deutschen Luftfahrt-Verband herbeizuführen.

Darauf erhielt Dr.-Ing. Rohrbach das Wort zu seinem Vortrag:

»Die Vergrößerung der Flugzeuge.«

Der Vortragende führte aus, daß die bisher fast ausschließlich angewendete alte Art der Vergrößerung von Flugzeugen dadurch gekennzeichnet wird, daß auch die großen Flugzeuge durchschnittlich die gleiche Flächenbelastung haben wie kleinere Flugzeuge. Die Hauptnachteile dieser alten Vergrößerungsart liegen darin, daß — wie zuerst Lanchester gezeigt hat — das Flugwerkgewicht bei Vergrößerung der Flugzeuge wesentlich rascher zunimmt als das Flugzeuggesamtgewicht. Diesem Nachteile ist man in der bisherigen Praxis bis zu einem gewissen Grade dadurch ausgewichen, daß man die großen Flugzeuge durchweg mit wesentlich größerer Leistungsbelastung, demgemäß geringerer Bausicherheit und mit dadurch wieder verhältnismäßig verkleinertem Flugwerkgewicht baute. Diese Maßnahme setzt aber — abgesehen davon, daß sie nur bis zu einem gewissen Höchstwert der Leistungsbewertung und einem entsprechenden Kleinstwert der Bausicherheit anwendbar ist — an Stelle des ebengenannten Nachteils der hohen Eigengewichte große Flugzeuge nur zwei andere, nämlich die einer geringeren Geschwindigkeit und größere Schwerfälligkeit großer Flugzeuge.

Alle Verhältnisse gestalten sich ganz anders und für die großen Flugzeuge wesentlich günstiger, wenn man an Stelle dieser alten Vergrößerungsart eine andere anwendet, welche dadurch gekennzeichnet ist, daß die Flächenbelastung im gleichen Verhältnis steigt, wie die Längenmaße.

Um dies zu beweisen, werden für beide Vergrößerungsarten die Veränderungen einander vergleichend gegenübergestellt, welche eine Erhöhung des Gesamtgewichtes in bezug auf folgende Punkte bewirkt: Eigengeschwindigkeit, Start und Landung, Steuerbarkeit, Kurvenflug, Böenempfindlichkeit, Flugwerkgewicht, Leistungsbedarf, Betriebsstoffverbrauch und zahlende Nutzlast für eine gewisse Flugstrecke, Anschaffungspreise für die Flugzeuge, Selbstkosten für die Beförderung eines Reisenden über eine gewisse Strecke. Diese Vergleiche zeigen teils in allgemeinen Überlegungen, teils in Formeln und teils in Zahlenbeispielen, daß Großflugzeuge, welche der neuen Vergrößerungsweise entsprechen, in allen genannten Punkten gleich schweren Flugzeugen alter Art wesentlich überlegen sind. In fliegerischer Hinsicht liegt für die Praxis der größte Vorzug der neuen Vergrößerungsart gegenüber der alten in der höheren Geschwindigkeit, der leichteren Steuerbarkeit und der geringeren Wind- und Böenempfindlichkeit der so gebauten großen Flugzeuge. In wirtschaftlicher Beziehung sind im Vergleich zu gleichschweren Flugzeugen alter Art — neben der bedeutend kürzeren Reisezeit — vor allem der geringere Anschaffungspreis und die geringeren Selbstkosten für den Personenkilometer der Großflugzeuge neuer Art bemerkenswert. Es wird kurz daran erinnert, daß diese neue Vergrößerungsart bei ihrer ersten Anwendung an dem Staakener 1000 PS-Metalleindecker sehr befriedigende Ergebnisse lieferte.

Abschließend wird daran erinnert, daß für eine Entwicklung zum hochbelasteten, schnellfliegenden Großflugzeug, wenn sie innerhalb der Grenzen der Zweckmäßigkeit erfolgt, neben den vorher genannten Vorteilen nach der Umstand spricht, daß man in so vielen anderen Zweigen der Technik in ähnlicher Weise große Einheiten, hohe Arbeitsgeschwindigkeiten und kleinste Ausmaße der Maschinen anstrebt. Die Hindernisse, welche sich auf allen Gebieten technischer Arbeit jeder

[1]) Der ausführliche Bericht sowie die Vorträge mit den einzelnen Aussprachen erscheinen später in einem der Beihefte dieser Zeitschrift als »Jahrbuch der WGL«.

solchen Entwicklung entgegenstellen, wurde überall nach und nach durch zweckmäßige Anordnungen und entsprechende Ausbildung der Einzelteile mehr und mehr überwunden. Deshalb darf auch der einzige Nachteil der Großflugzeuge neuer Art — ihre höhere Landungsgeschwindigkeit — den Fortschritt nicht aufhalten, sondern muß durch Verbesserung der Steuerbarkeit beim Ausschweben sowie durch geeignetere Fahrgestelle überwunden werden.

Dr. E. Everling sprach dann über

»Geschwindigkeitsgrenzen der Flugzeuge.«

»Fliegen heißt landen!« sagt Siegert. Aber Fliegen heißt auch schnell sein. Den baulichen Widerspruch zwischen großer Geschwindigkeit und guter Landefähigkeit auszugleichen, ist um so schwerer, weil die Anforderungen noch gar nicht festliegen und auch nur im Zusammenhang mit der Art des Landens und der Bodenorganisation zu bestimmen sind.

Der Vortrag beschränkt sich daher auf die Frage der erreichbaren Grenzgeschwindigkeiten und greift diese Aufgabe von verschiedenen Seiten an: Eine theoretische Grenze der Höchstgeschwindigkeit erhält man aus Betrachtungen des Strömungswiderstandes: über 1000 km/h. Nach dem heutigen Stande der Motortechnik ist etwa die Hälfte davon als obere Grenze zu betrachten. Die Höchstgeschwindigkeit, die bisher ein Flugzeug erreichte, ist 341 km/h, kommt der technischen Grenze also schon recht nahe.

Die Landegeschwindigkeit dagegen beträgt nach Modellversuchen mit den gebräuchlichen Tragflügelprofilen und geringer Flächenbelastung 53 bis 75 km/h, ist bei wirklichen Flugzeugen in wirbeliger Luft und in Bodennähe noch etwas geringer, im Einklang mit der Erfahrung.

Den tatsächlichen Zusammenhang zwischen Schnelligkeit und Landefähigkeit gibt eine Statistik ausgeführter Flugzeuge in dimensionsloser Darstellung: Beide Grenzwerte hängen nicht nach einem strengen Gesetz zusammen, doch wird die Vermutung bestätigt, daß geringe Landegeschwindigkeit durch aerodynamische Verschlechterung erkauft werden muß.

Die Auswahl geeigneter Flügelschnitte zum Verbessern der Höchstgeschwindigkeit wird durch ein neuartiges, besonders einfaches Rechenblatt erleichtert, das eine Reihe von Zusammenhängen veranschaulicht und zu berechnen gestattet. Insbesondere ergibt es aus Flächen- und Leistungsbelastung die »Flugzahl«, das Verhältnis der Gleitzahl zur Wurzel aus dem Auftriebsbeiwert, und damit den Punkt der Polare, bei dem geflogen wird. Bei der Wahl der Flächenbelastung ist die Landegeschwindigkeit zu berücksichtigen.

Die gewöhnlichen Flügelprofile geben selbst bei niedrigen Flächenbelastungen ziemlich hohe Landegeschwindigkeit. Luftbremsen und Umkehrschrauben setzen zwar die erforderliche Flugplatzgröße, nicht aber die Geschwindigkeit beim Berühren des Bodens herab. Verstellprofile geben geringe Vorteile, Faltflügel bringen nur kleinen Gewinn an Höchstgeschwindigkeit. Die meisten Aussichten scheint heute der Düsenflügel nach Lachmann zu haben, der von Handley-Page am Flugzeug erprobt und auch in der Göttinger aerodynamischen Versuchsanstalt am Modell durchgemessen wurde.

Das Endziel der Flugzeugtechnik, auf einem engbegrenzten Raum zu landen, bedarf aber ganz anderer Hilfsmittel. Vielleicht ist die Hubschraube, etwa als Schwenkschraube, berufen, hier zu helfen; doch erfordert das leichte Motoren und Getriebe.

Es folgte der Vortrag von Kapt. a. D. H. Boykow über

»Mittel für Navigierung von Luftfahrzeugen im Nebel.«

Der Vortragende gibt einen Überblick über zur Bekämpfung der Navigierungsschwierigkeiten im Nebel vorhandene Mittel und Möglichkeiten. Besonders hervorgehoben zu werden verdienen die ganz ungeahnten Möglichkeiten, die noch in der richtigen Anwendung des Kreisels in der Navigation schlummern. So besteht z. B. die Möglichkeit, unbeirrt durch Nacht und Nebel bei unbekannten Windverhältnissen und stundenlanger Ausschaltung jedweder Sicht doch an seinen Zielpunkt zu gelangen, und zwar unter alleiniger Benutzung von entsprechenden Kreiselinstrumenten.

Hervorgehoben zu werden verdienen auch die ganz ungeheuren Leistungen, beispielsweise der Optischen Anstalt C. P. Goerz, A.-G., Berlin-Friedenau, auf dem Gebiete der Scheinwerfertechnik, so daß es heute möglich ist, Scheinwerfersignale über direkt kosmische Entfernungen aufzunehmen. Der neue Goerz-Scheinwerfer mit zwei Milliarden Kerzen Lichtstärke könnte auf Monddistanz auf der Erde noch als Stern 6. Größe, also noch mit bloßem Auge, beobachtet werden.

Zum Schlusse widmet sich der Vortragende noch den Möglichkeiten, welche die elektrischen Wellen geben, sei es als funkentelegraphische Peilung, sei es als sogenanntes Lotsenkabel, d. i. eine Einrichtung, welche dem ohne Sicht fliegenden Flugzeug die Möglichkeit gibt, eine bestimmte Linie am Boden aufzufinden und längs dieser Linie fliegend, den Landungsplatz zu erreichen. In seinen Schlußworten betont der Vortragende, daß die Schwierigkeiten, welche mangelnde Sicht dem Luftverkehr gegenwärtig bereiten, sehr wohl beseitigt werden können.

Damit war die Vortragsreihe des ersten Tages erschöpft und die Teilnehmer der Tagung folgten der Einladung zur feierlichen Einweihung und Übergabe des neugeschaffenen Flughafens. Der Senat Bremen hat hiermit eine Anlage geschaffen, die seiner voraussehenden Verkehrspolitik alle Ehre macht und anderen Städten als Vorbild dienen kann. Ein Rundgang überzeugte, daß ohne Rücksicht auf die Kosten alles geschaffen wurde, um den Ansprüchen des Luftverkehrs in weitestem Maße gerecht zu werden. Neben zwei modernen Flugzeughallen, die jetzt ungefähr 15 Flugzeugen Unterkunft gewähren können, finden wir das Verwaltungsgebäude sowie gut eingerichtete Warteräume mit Wasch- und Umkleidegelegenheit. Für die Zollabfertigung sind ebenfalls besondere Räume vorgesehen. Eine den Hallen angegliederte Werkstatt bietet Gelegenheit für Reparaturen. Die Beförderung der Reisenden zwischen Stadtinnerm und Flughafen ist durch eigene Kraftwagen sichergestellt. Das Gelände als solches ist so groß und günstig gewählt, daß auch bei ungünstigen Witterungsverhältnissen sicherste Landungsmöglichkeit gewährt ist.

Senator Meyer gab einen kurzen Überblick über die Geschichte des Flughafens und übergab den Hafen mit den besten Wünschen der Stadt Bremen der Flughafenbetriebsgesellschaft. Diese übernahm denselben, wobei Bürgermeister Dr. Buff seiner Freude darüber Ausdruck gab, die Mitglieder der WGL als Zeugen des denkwürdigen Augenblicks begrüßen zu können. Darauf sprach noch Direktor Jordan von der Lloyd-Luftdienst-G. m. b. H., die den Hafen in Gebrauch nimmt, indem er besonders auf die Bedeutung hinwies, die eine gute Bodenorganisation auf die Durchführung des Luftverkehrs hat. Der opferwillige, schöpferische und in die Zukunft sehende Geist des Senats und der Bürgerschaft Bremen wird voll anerkannt. Namens der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt nahm dann Direktor Rasch Gelegenheit, den Dank derselben für die Teilnahme an dem bedeutenden Ereignis auszusprechen. Nach eingehender Würdigung der Bedeutung Bremens als Flughafen überbrachte er gleichzeitig den herzlichsten Glückwunsch der WGL.

Nach dem Eröffnungsakt war den Teilnehmern noch Gelegenheit geboten, moderne Verkehrsflugzeuge zu besichtigen und Rundflüge über die Stadt zu unternehmen.

Abends fand im Parkhaus das Festessen statt, an dem rund 700 Personen teilnahmen. In einer von Herzen kommenden Ansprache dankte der 1. Vorsitzende der WGL all denen, die an dem Zustandekommen und dem Gelingen der diesjährigen Tagung mitgearbeitet hatten. Seine weiteren Ausführungen gipfelten darin, daß einerseits die Luftfahrt zu den wichtigsten Faktoren der Wirtschaft und des Handels gehört und daß anderseits der regierende Kaufmann, der in Bremens Hanseatengeist verkörpert ist, für den Wiederaufbau unerläßlich ist. Die Grüße und Glückwünsche der Reichsregierung wurden im Namen aller Ministerien von Geh. Reg.-Rat Dr. Müller zum Ausdruck gebracht. Auch die Bremer Handelskammer würdigte durch ihren Präsidenten Joh. D. Volckmann die Bedeutung der Luftfahrt, auf welche bald wie in der Seeschiffahrt das altbekannte Wort »Navigare necesse est« Anwendung finden wird.

Der nächste Tag versammelte die Teilnehmer zu der Geschäftssitzung und weiteren Vorträgen wieder in der Union.

Aus dem Geschäftsbericht ist folgendes zu erwähnen:

Der Ehrenvorsitzende, Prinz Heinrich von Preußen hatte bedauert, der diesjährigen Tagung nicht beiwohnen zu können. Es wird ihm ein Telegramm geschickt.

Durch den Tod hat die WGL 3 Mitglieder zu beklagen: Direktor Reuter, Lt. Nielsen und Graf v. Sierstorpff.

Der Mitgliederstand hat sich von 555 auf 650 erhöht.

Das Vermögen der Gesellschaft betrug am 31. Dezember 1920 M. 198 666,32 und am 31. Dezember 1921 M. 253 108,08.

Die Beiträge für das Jahr 1923 sind geändert und wie folgt festgelegt:

I. 1. für ordentliche Mitglieder . . . . . . M. 300
und für solche, die das 30. Lebensjahr noch nicht vollendet haben . . . . . . » 100
2. für außerordentliche Mitglieder . . . . » 2000
3. Der Vorstand wird ermächtigt, auf Antrag in Ausnahmefällen die Beiträge der ordentlichen Mitglieder auf M. 100, der außerordentlichen Mitglieder auf M. 500 zu ermäßigen.

II. Ordentliche Mitglieder können durch einmalige Zahlung von M. 5000 die lebenslängliche Mitgliedschaft, außerordentliche durch Zahlung von M. 30 000 die Mitgliedschaft auf 30 Jahre erwerben.

Die Erhöhung dieser einmaligen Zahlung tritt sofort in Kraft.

III. Für das Jahr 1922 wird eine Umlage erhoben:

a) von den ordentlichen Mitgliedern in Höhe von M. 200 und von denjenigen, für welche gemäß Beschluß I eine Ermäßigung des Beitrags vorgesehen ist, in Höhe von M. 50.

b) von den außerordentlichen Mitgliedern in Höhe von M. 400 bzw. von M. 300 für diejenigen, für welche gemäß Beschluß I eine Ermäßigung eintreten kann.

Professor Berson erstattete Bericht über die Rechnungsprüfung, worauf dem Vorstand Entlastung erteilt wurde.

Als Ort für die nächste Tagung ist Berlin vorgeschlagen. Es liegt aber auch eine Einladung nach Gotha vor. Die Entscheidung wird dem Vorstand überlassen.

Darauf berichtete der Geschäftsführer, Hpt. a. D. Krupp, über die Tätigkeit in den einzelnen Kommissionen, woraus sich ein Bild über die umfangreiche Arbeit der WGL ergibt. Die Ergebnisse werden entweder in der ZFM, in Sonderheften oder in Spezialberichten niedergelegt und entsprechend verwendet.

Ganz besonders hat sich die WGL die Förderung des Segelflugwesens angelegen sein lassen. Es fanden verschiedene Sitzungen dieser Kommission, zu der auch Vertreter anderer Verbände und Gruppen herbeigezogen wurden, statt. Die WGL hat auch in diesem Jahre den Ehrenschutz über den Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1922 übernommen. Dem Reichsverkehrsministerium wurde eine Denkschrift für Unterstützung des Segelfluges eingereicht: daraufhin wurden Mittel für die Bodenorganisation bewilligt. Auch an den weiteren Ausschreibungen für Segelflugwettbewerbe hatte sich die WGL hervorragend beteiligt, so bei dem Industriepreis, dem Kotzenberg-Hochschul-Wanderpreis und dem Preis des Deutschen Luftfahrt-Verbandes. Die Durchführung des diesjährigen Rhön-Segelflug-Wettbewerbes findet unter praktischer Mithilfe der WGL statt. Angeregt wurde ferner gelegentlich dieses Wettbewerbes ein Sprechabend in der Rhön.

Es wurde dann noch berichtet über die Beihefte der ZFM. Deren Drucklegung ist so teuer geworden, daß die kostenlose Überlassung an die Mitglieder nur durch Zuschüsse interessierter Verbände und Firmen möglich ist. Für diese Unterstützung der Wissenschaft wurde besonders gedankt. Die nächsten Beihefte versprechen hochwichtiges und wertvolles Material zu den augenblicklich brennendsten Fragen.

Die terminmäßig ausscheidenden Vorstands- und Vorstandsratsmitglieder wurden wiedergewählt. Neu hinzu tritt Direktor Kasinger vom Verband Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.

Nach Abschluß des geschäftlichen Teils werden die Vorträge fortgesetzt.

Zuerst sprach Dr. R. Wagner über

»Die Dampfturbine im Luftfahrzeug.«

Vor Einführung des leichten Explosionsmotors waren ebenso wie im Kraftwagenbau auch in der Luftfahrt Bestrebungen im Gange, den Dampf als Antriebskraft zu benutzen. Der bekannteste Versuch auf diesem Gebiet ist der von Hiram Maxim vor rd. 30 Jahren mit einer auf einem flugzeugartigen Gebilde eingebauten rd. 3000 pferdigen Kolbendampfmaschine. Naturgemäß mußten diese Bestrebungen wegen des damaligen hohen Gewichtes und Dampf- und Brennstoffverbrauchs, ferner der mangelhaften Werkstattechnik gegenüber dem sich rasch entwickelnden Leichtmotor aussichtslos bleiben. Auch in neuerer Zeit haben flugtechnische Fachleute an der Möglichkeit der Konkurrenzfähigkeit einer Dampfanlage gegenüber einem Benzinmotor für Luftfahrtzwecke gezweifelt und hauptsächlich in der Annahme, daß einerseits bei einer Dampfanlage nicht dasselbe niedrige Gewicht und der geringe Brennstoffverbrauch wie bei einem Motor erzielt werden könne, anderseits aber der Flugwiderstand des luftgekühlten Kondensators wegen des je PS mehrfach höheren an die Luft abzuführenden Wärmebetrages das Flugzeug nicht dieselben Flugleistungen wie ein Motorflugzeug erreichen könne. Durch jahrelange eingehende Beschäftigung mit der vorliegenden Frage, zuletzt unter Mitarbeit eines größeren Konstruktionsbureaus ist es dem Vortragenden unter Benutzung einer von ihm entwickelten leichten Hochspannungs-Dampfturbinenanlage gelungen, alle die bisher gegen den Dampfbetrieb vorgebrachten Bedenken zu entkräften. An Hand eines rechnerischen Vergleiches wies Dr. Wagner zunächst darauf hin, daß infolge der prinzipiellen Eigenschaften des Dampfantriebes, einerseits in großer Höhe dieselbe Leistung wie am Boden zu erzielen, ferner daß die Anlage für kürzere Zeit bis zu rd. 30 vH überlastet werden könne, das dampfbetriebene Flugzeug unter günstigen Bedingungen bereits ohne Forcierung etwa die dreifache Gipfelhöhe als ein normales Motorflugzeug und anderseits viel höher als dieses belastet werden könne, so daß Gewicht der Maschinenanlage, Brennstoffverbrauch je PS und Stunde und Kondensatorwiderstand bei einem Turbinenflugzeug nicht die Rolle spielen, als man diesen Faktoren bisher beigemessen hat. Durch systematische Versuche mit luftgekühlten Kondensatoren und eingehende konstruktive Durcharbeit aller Einzelheiten hat übrigens der Vortragende die betreffenden Werte auf praktisch durchaus zulässige und mit den heutigen Motoren vergleichbare Ziffern herabgedrückt. Der Dampfantrieb hat dafür aber gegenüber dem Benzinmotor die wesentlichen Vorteile voraus, daß er einerseits einen heute um ca. 5—6 mal billigeren Brennstoff, nämlich Teeröl, Masut u. dgl. verbrennen kann und anderseits eine größere Betriebssicherheit und Lebensdauer als die schnelllaufenden, sich rasch abnützenden Benzinmotoren besitzt, so daß auf Grund dieser die Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs wesentlich beeinflussenden Faktoren dem Dampfantrieb noch eine große Zukunft, besonders in der Großluftfahrt bevorsteht. Im weiteren Gange seines Vortrages führte Dr. Wagner an Hand von Lichtbildern einige typische Einzelheiten seiner Konstruktionen für einige größere Anlagen vor, wobei er für den Dampferzeuger einen besonders geschickt durchgebildeten Hochspannungs-Wasserröhrenkessel mit nachgeschaltetem Dampfüberhitzer, Speisewasser- und Luftvorwärmer benützt, während die Turbine als sogenannte Aktionsturbine mit Drehzahlen bis zu rd. 25—30 000 je min bei der Hochdrucksstufe durchgebildet ist. Durch ein zweistufiges Rädergetriebe werden diese dann auf eine für den Propeller oder die anzutreibende Arbeitsmaschine passende Drehzahl herabgesetzt. Auch die bei einer Dampfanlage benötigten Nebeneinrichtungen, wie Speisepumpe, Kesselgebläse usw. sind äußerst sinnreich durchgebildet, um geringstes Gewicht und höchste Wirtschaftlichkeit zu erzielen. Die in dieser Hinsicht von dem Vortragenden erreichten, für eine Dampfanlage erstaunlich geringen Ziffern geben die Möglichkeit, wie Dr. Wagner an einigen Beispielen zeigte, den neuen Antrieb außer für Flugzeuge, Luftschiffe oder Schraubenflugzeuge

bis zu den größten Abmessungen in sinngemäßer Anpassung mit großem Vorteil auch für eine Reihe anderer, zum Teil ganz neuer Verkehrs- oder Kraftzwecke zu verwenden, wie z.B Schwebeschnellbahnen bis zu rd. 300 km/h, Lokomotiven, Lokomobilen, Propellerantrieb bei mittleren Schiffen, ortsfeste Kraftanlagen usw. Angestellte Rentabilitätsrechnungen haben gezeigt, daß für letztere beiden Zwecke sogar gegenüber dem Dieselmotor geringere jährliche Betriebskosten entstehen. Der vom Redner vorgeschlagenen Dampfanlage in ihrer hochentwickelten Form dürfte daher infolge ihrer vielseitigen Verwendungsmöglichkeit gerade für die jetzigen Verhältnisse für das Wirtschaftsleben sehr wichtige Bedeutung zukommen.

Zum Schluß sprach Professor v. Kármán über

»Das Schraubenflugzeug.«[1])

Die Versuche, ein Flugzeug zu schaffen, welches imstande ist, an Ort und Stelle sich zu erheben und wieder zu landen, sind eigentlich noch älter als die ersten Drachenflugzeuge. Um einen brauchbaren Schraubenflieger zu bauen, sind hauptsächlich drei Aufgaben zu lösen: genügender Auftrieb, Stabilität und ausreichendes Gleitvermögen, um im Falle eines Motordefektes die Landung zu ermöglichen.

Die Frage des Auftriebs ist sowohl theoretisch als durch praktische Versuche vollständig geklärt. Das Schraubenflugzeug ist in dieser Hinsicht als Verkehrsmittel zwar dem Drachenflugzeug unterlegen, falls jedoch eine sehr geringe Minimalgeschwindigkeit oder sogar ein Schweben an Ort und Stelle wie z. B. für Beobachtungszwecke, gefordert wird, so hat der Schraubenflieger großen Vorteil.

Die Frage der Stabilität macht viel größere Schwierigkeit und ist bisher nur durch das System des Vortragenden und seiner Mitarbeiter für gefesselte Schraubenflieger gelöst worden.

Das ausreichende Gleitvermögen geht allen bisherigen Schraubenfliegern ab. Der Vortragende illustrierte seine Ausführungen außer Lichtbildern mit einfachen Modellversuchen, ferner berichtete er eingehend über den Schraubenfesselflieger Petroczy-Karman-Zurovec, welcher im Auftrag der Österreichisch-Ungarischen Heeresverwaltung während des Krieges gebaut wurde und bis jetzt die größten Erfolge bezüglich Steighöhe und Schwebedauer erreichte.

Die Vorträge waren, wie stets, durch Lichtbilder und praktische Vorführungen wirksam unterstützt. Besonders verdient bemerkt zu werden, daß in diesem Jahre die Zahl der Vorträge zugunsten eines größeren Zeitraumes für die Aussprache beschränkt wurde. Dies wurde in den Fachkreisen dankbar anerkannt und es muß festgestellt werden, daß von der Gelegenheit auch weitestgehend Gebrauch gemacht wurde. Man konnte eine Fülle neuer Gedanken und Anregungen mit nach Hause nehmen, deren Auswertung dem gemeinsamen Ziel »wissenschaftliche Förderung der deutschen Luftfahrt« zugute kommt.

Mit den Vorträgen schloß der wissenschaftliche Teil der Tagung. Die Versammlung ließ es sich nicht nehmen, dem Vorstand, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. e. h. Schütte, Oberstlt. a. D. Wagenführ und Professor Dr. Dr.-Ing. e. h. Prandtl sowie dem Geschäftsführer, Hptm. a. D. Krupp, durch Professor Berson den herzlichsten Dank der Gesellschaft auszusprechen.

Anschließend fanden Besichtigungen der Aktien-Gesellschaft Weser sowie des Städtischen Museums für Völkerkunde statt.

Für die Damen, die an der Tagung teilnahmen, war durch besondere Veranstaltungen gesorgt. Es fand am ersten Tage eine Besichtigung und Führung durch den wundervollen Bürgerpark statt, an welchen sich ein ausgezeichnetes Frühstück in der Meierei anschloß. Am folgenden Tage war den Damen Gelegenheit zur Besichtigung der Weser-Werke, Kakao und Schokolade A.-G. und der Leopold Engelhardt G. m. b. H., Zigarettenfabrik, gegeben.

Der nächste Tag fand dann die Teilnehmer der Tagung zu der Fahrt von Bremen nach Bremerhaven und von dort mit dem Bremer Dampfer »Grüß Gott« über Helgoland nach Norderney zusammen.

Man muß der Direktion des Norddeutschen Lloyd Dank wissen, daß sie durch ihre liebenswürdige Einladung und ihr Entgegenkommen diesen Abschluß der Tagung ermöglichte. Kurz vor der Abfahrt des Bäderdampfers konnte man noch das Einlaufen eines Ozeanriesen, des »George Washington«, bewundern. Ehemals deutsch, kehrte es jetzt unter amerikanischer Flagge in seinen Heimathafen zurück. Bei Helgoland ging der Bäderdampfer »Grüß Gott« vor Anker, und es war Gelegenheit gegeben, sich ausbooten zu lassen und das berühmte Eiland näher anzusehen. Gegen Abend war man nach einer ruhigen Seefahrt bei schönstem Wetter in Norderney, wo sich die Teilnehmer dann zum letzten gemeinschaftlichen Essen im Kurhaus versammelten. Dem Norddeutschen Lloyd, der seine Gäste durch Generaldirektor Stimming aufs herzlichste begrüßte, wurde durch Justizrat Hahn der Dank der WGL ausgesprochen. Die Luftfahrt fühle sich im Norddeutschen Lloyd in guten Händen. Bürgermeister Berghaus von Norderney gab der Überzeugung Ausdruck, daß Wissenschaft und Luftfahrt mit dazu berufen sind, Deutschland wieder aufzubauen.

Die Rückfahrt von Norderney ging wieder bei bestem Wetter vor sich.

Der Verlauf der elften ordentlichen Mitgliederversammlung der WGL hat wieder bewiesen, welch reges Interesse der deutschen Luftfahrt auch in weiteren Kreisen entgegengebracht wird. Wertvolle wissenschaftliche Vorträge bedeutender Männer, im Anschluß daran Aussprachen, in denen Wissenschaftler und Praktiker ihre Erfahrungen und Ideen der Allgemeinheit zugänglich machten und nicht zuletzt der rege persönliche Gedankenaustausch aller der Männer, die heute an der Weiterentwicklung der deutschen Luftfahrt arbeiten und hier auf neutralem Boden zusammen kommen, — das ist das Wesen und der Nutzen der Tagungen der WGL. Als eine der wertvollsten ist in dieser Beziehung die XI. Ordentliche Mitglieder-Versammlung in Bremen zu bezeichnen.

Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1922.

Bekanntmachung III.

A. Der Ausschreibung des Rhön-Segelflug-Wettbewerbs 1922 wird auf Grund ihres § 14, Schlußsatz, in folgenden Punkten nachstehende Auslegung gegeben:

1. Ein Segelflugzeug gilt als Gleitflugzeug (vgl. Ausschreibung § 3, 2. Abs.).
2. Wettbewerbsflüge um die Preisgruppe B, offen für Gleitflugzeuge (vgl. Ausschreibung § 7) werden nur dann in der Preisgruppe B gewertet, wenn der gleiche Führer, dessen Flug für eine Preiszuerkennung aus Gruppe B in Frage kommt, durch andere Flüge mit demselben Flugzeug keine Anwartschaft auf Preise aus der Gruppe A, offen für Segelflugzeuge, hat.
3. Führer, welche das Führerzeugnis für ein Flugzeug mit motorischem Antrieb nicht besitzen, können sich für den Fall, daß sie als Führer von Gleitflugzeugen zugelassen sind, an allen für Gleitflugzeuge offenen Wettbewerben, für den Fall, daß sie auch als Führer von Segelflugzeugen zugelassen sind, auch an allen für Segelflugzeuge offenen Wettbewerben beteiligen.

B. Wettbewerbsflüge um die Preisgruppe B, offen für Gleitflugzeuge (vgl. Ausschreibung § 7) gelten auf Antrag auch als Nachweis der Mindestleistung für Segelflüge.

Frankfurt a. M., den 24. Juni 1922.

Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrtverbandes:	Deutscher Modell- und Segelflugverband:
Dr. h. c. Kotzenberg.	Dr. Georgii.

Mitteilungen der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen.

III. Folge Nr. 4.

Über den Einfluß der Modellaufhängung auf die Messungsergebnisse.

In der letzten Zeit sind zwei Arbeiten ausländischer Versuchsanstalten veröffentlicht worden, in denen Mitteilungen über den Einfluß der Aufhängemethode des Modelles im Luftstrom auf die Messungsergebnisse gemacht werden. Zu den Versuchen zur Feststellung dieses Einflusses wurden Tragflügelmodelle verwendet, deren Luftkräfte an einer aerodyna-

[1]) Die Ausführungen des Vortrages von Prof. v. Kármán sind bereits im Heft 24 der ZFM vom 31. Dezember 1921 (Schraubenflieger-Sonderheft) veröffentlicht worden.



mischen Wage von Eiffelscher Bauart bestimmt wurden. Die Ergebnisse dieser Untersuchungen sind derart ungünstig, daß dadurch der Wert von Modellversuchen in Frage gestellt ist. Obwohl für die Art der Modellaufhängung, wie sie in der Göttinger Versuchsanstalt benutzt wird, ein solches Ergebnis nicht zu erwarten ist, haben wir uns doch entschlossen, die

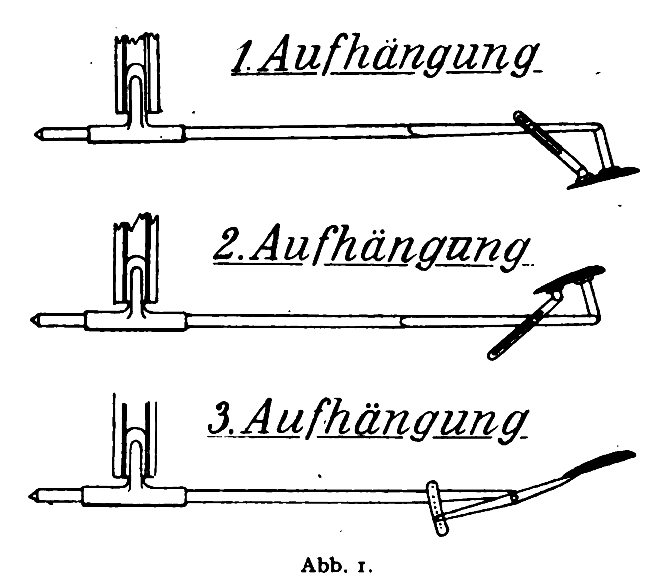


Abb. 1.

durch die Aufhängevorrichtung hervorgerufene Fälschung der Messungsergebnisse systematisch zu untersuchen. Die Ergebnisse dieser Versuche werden im folgenden mitgeteilt. Vorher soll aber über die Untersuchungen der beiden ausländischen Versuchsanstalten kurz berichtet werden.

Die eine Versuchsreihe über den Einfluß der Aufhängemethode wurde in der Versuchsanstalt von Eiffel in Paris 1921 durchgeführt.[1]) Es wurde ein Tragflügelmodell 70 × 15 cm auf drei verschiedene Arten an der normalen Eiffelschen Wage befestigt und die Polarkurven des Flügels bestimmt. Bei der Eiffelschen Haltevorrichtung für den Flügel führt zunächst eine vertikale Stange, die mit einer Windverkleidung versehen

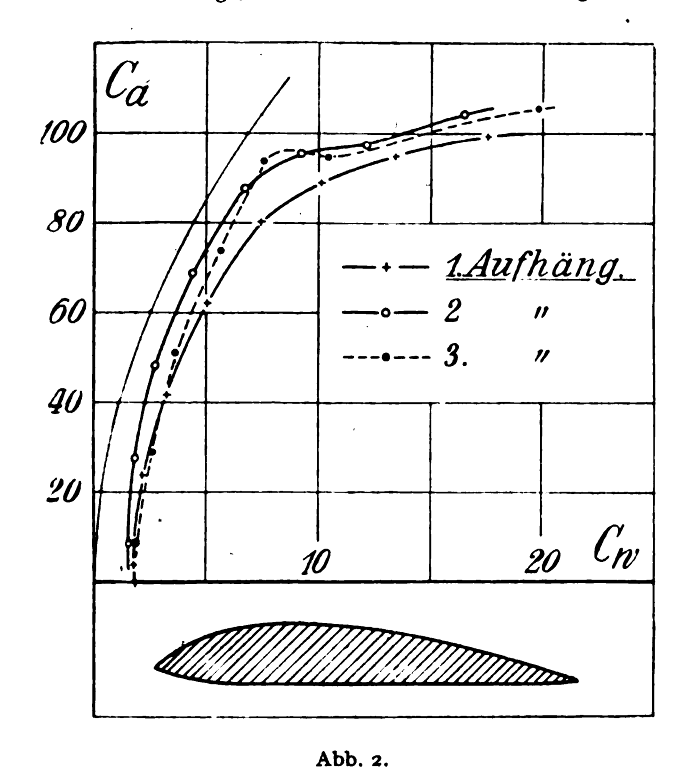


Abb. 2.

[1]) Robert, Utilisation des Resultats des Essais faits sur petits Modèles au tunnel aérodynamique pour le calcul des Aéronefs en vraie grandeur. Rapports du premier congrès international de la navigation aérienne. Tome I.

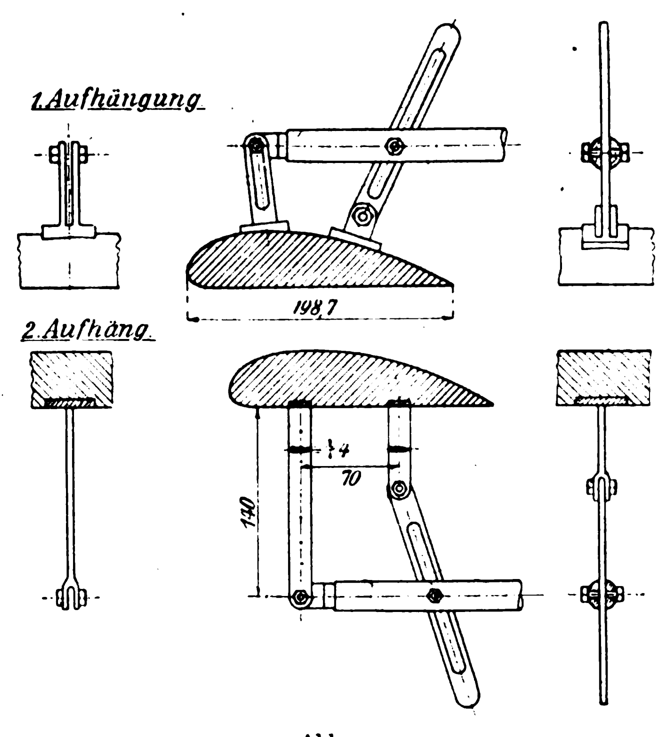


Abb. 3.

ist, bis zur Mitte des Luftstromes. An dieser Stange ist ein horizontaler in Richtung des Luftstromes stehender Arm befestigt, an dessen vorderem Ende der Flügel angebracht wird. Die drei verschiedenen Befestigungsarten sind aus Abb. 1 ersichtlich. Der Flügel wurde einmal durch zwei Stiele an der Saugseite (1. Aufhängung), dann durch zwei Stiele an der Druckseite (2. Aufhängung) und schließlich durch einen einfachen nach rückwärts verlaufenden Stiel (3. Aufhängung) gehalten. Diese

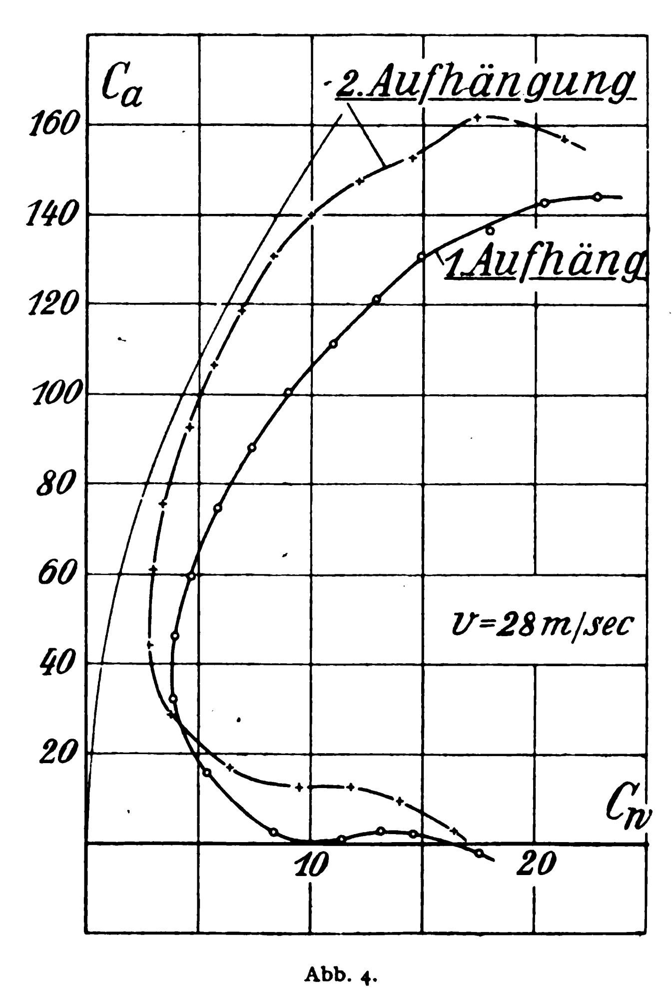


Abb. 4.

drei Aufhängearten ergaben die in Abb. 2 dargestellten Polaren. Man sieht, daß diese erheblich voneinander abweichen. Die erste Aufhängung liefert die ungünstigste Polare, die zweite die günstigste, während die dritte Aufhängung Luftkraftbeiwerte liefert, die teilweise zwischen den beiden anderen Kurven liegen. Nimmt man an, daß die richtige Polare etwa in der Mitte zwischen den beiden ausgezogenen Kurven verläuft, so sind die Abweichungen der beiden ersten Aufhängearten von dieser so groß, daß solche Modellversuche nur sehr beschränkten Wert haben. Sie können zwar zum Vergleichen verschiedener Profile untereinander dienlich sein, keinesfalls sind sie aber zur Umrechnung auf das Original geeignet.

Eine andere Versuchsreihe wurde in der Versuchsanstalt des Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart in Amsterdam ausgeführt.[1]) Diese Anstalt, die mit einer Wage von Eiffelscher Bauart ausgestattet ist, hat ebenfalls einen Flügel bei zwei verschiedenen Aufhängearten untersucht, die den Aufhängungen 1 und 2 der vorhergehenden Versuchsreihe ganz ähnlich sind, nämlich einmal Befestigung der Haltestiele an der Saugseite entsprechend der ziemlich derben Ausführung des Eiffelschen Laboratoriums und einmal an der Druckseite mit wesentlich windschnittigerer Ausführung. Die beiden Befestigungsarten sind aus Abb. 3 ersichtlich. Der untersuchte Flügel hatte doppeltrapezförmigen Grundriß; die Spannweite betrug 120 cm, die Flügeltiefe in der Mitte 19,87 cm und an den Flügelenden 12,8 cm. Die Polaren, die sich für die beiden Aufhängearten ergaben, sind in Abb. 4 dargestellt. Man sieht, daß hier der Unterschied noch erheblich größer ist, als bei der ersten Versuchsreihe. Da sich aus der Lage der Parabel für den induzierten Widerstand die wirkliche Lage der Polarkurve näherungsweise angeben läßt, so erkennt man, daß die zweite Aufhängung eine Polare liefert, die der wirklichen Polare wesentlich näher liegen dürfte als die der ersten Aufhängung. Immerhin ist aber auch das Ergebnis bei Verwendung der zweiten Aufhängung nicht vollauf befriedigend, da sich hierbei ein nach den bisherigen Erfahrungen für das verwendete Seitenverhältnis zu kleiner Widerstand ergibt.

In der Göttinger Anstalt wurden von Anfang an dünne Stahldrähte zur Aufhängung des Modelles benutzt. Bei den normalen Flügeluntersuchungen im 2,2 m-Luftstrom wird das Modell gewöhnlich durch sechs Drähte von 0,3 bis 0,4 mm Dicke gehalten. Drei weitere Drähte dienen zur Straffung der Drähte bzw. zum Anhängen von Gegengewichten (vgl. 1. Lieferung der Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, Abb. 19 und 21, S. 27 und 29). An der Vorderkante

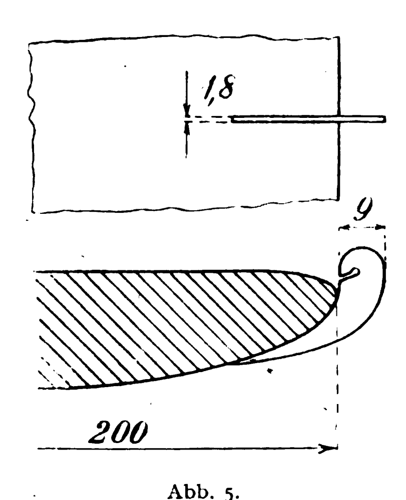


Abb. 5.

des Modelles befinden sich drei Ösen von der in Abb. 5 dargestellten Form, an der Hinterkante dient ein Stiel als Angriffspunkt für die Drähte. Um nun den Fehler, der durch die Aufhängedrähte bzw. durch die Ösen verursacht wird, festzustellen, wurden mehrere Versuche ausgeführt, zu denen ein Flügel von normalen Abmessungen (100 cm Spannweite und 20 cm Tiefe, Profil Nr. 426) verwendet wurde. Nach der Messung des Flügels in der üblichen Weise wurde nun die Aufhängung verdoppelt, d. h. es wurden sowohl die Ösen an der Vorderkante als auch der Stiel an der Rückseite doppelt angebracht (vgl. Abb. 6) und auch doppelt soviel Aufhängedrähte wie gewöhnlich verwendet. Bei der doppelten Aufhängung ist eine doppelt so große Störung der Strömung um den Flügel wie normaler Weise zu erwarten, die an den Polarkurven in Erscheinung treten muß. Die Ergebnisse dieser ersten beiden Messungen (Zahlentafel 1 und 2) sind in Abb. 7 zeichnerisch dargestellt. Die beiden Polaren decken sich in einem großen Bereiche vollständig, nur ist in dem Falle der doppelten Aufhängung der maximale Auftrieb etwas geringer. Es ist nun die Frage, ob an der Verminderung des maximalen Auftriebes die Aufhängedrähte oder die Ösen schuld sind. Da auf günstige Form und besondere Kleinheit der Ösen bisher kein großer Wert gelegt wurde, so war zunächst letzteres zu vermuten.

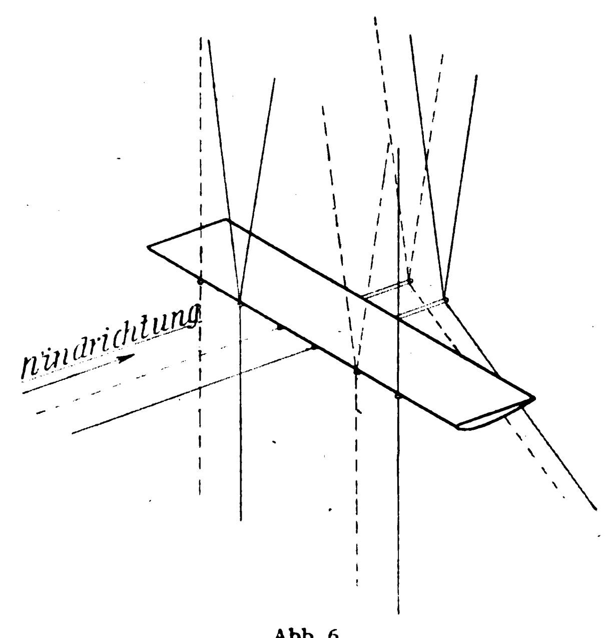


Abb. 6.

Zahlentafel 1. Normale Drahtaufhängung.

Anstell-winkel	c_a	c_w	c_m
—8,9°	—15,3	6,65	2,2
—6	5,8	2,17	10,8
—3,1	26,0	1,74	15,6
—0,2	47,9	2,70	21,2
2,8	68,6	4,07	26,6
5,7	89,4	6,36	31,8
8,6	109,0	9,22	36,7
11,6	125,9	12,8	41,6
14,5	129,6	17,5	43,2
17,5	126,4	22,5	43,6

Zahlentafel 2. Doppelte Drahtaufhängung.

Anstell-winkel	c_a	c_w	c_m
—8,9°	—15,6	6,12	2,8
—6	5,5	2,09	10,8
—3,1	25,9	1,71	15,6
—0,2	46,6	2,53	20,7
2,8	66,9	3,90	26,0
5,7	88,0	6,04	31,0
8,6	106,1	8,81	35,5
11,6	122,1	12,5	39,8
14,5	127,0	17,3	42,9
17,6	121,4	23,0	43,2

[1]) Voorloopig onderzoek van den invloed van de wijze van ophanging van het model bij aerodynamische metingen. Verslagen en verhandelingen van den Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart Amsterdam. Deel I — 1921.



Um diese Frage zu entscheiden, haben wir eine weitere Messung ausgeführt, wobei die doppelten Aufhängeösen und Stiele am Flügel verblieben, zur Aufhängung selbst aber nur die gewöhnliche Anzahl von Drähten verwendet wurde. Es wurden also die in Abb. 6 gestrichelt gezeichneten Drähte entfernt. Die Messung ergab für diese Anordnung genau dasselbe Resultat

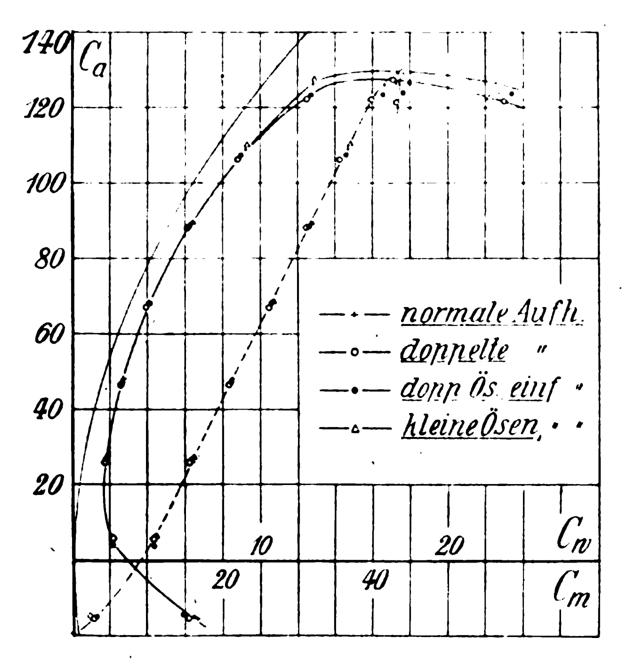


Abb. 7.

wie im vorhergehenden Falle bei Verwendung der doppelten Anzahl von Drähten (Zahlentafel 3 und Abb. 7). Daraus geht

Zahlentafel 3. Einfache Drahtaufhängung, doppelte Aufhängeösen.

Anstell-winkel	c_a	c_w	c_m
—8,9°	—15,2	6,12	3,1
—6	3,9	2,13	10,8
—3,1	26,4	1,76	16,0
—0,2	46,9	2,62	21,0
2,8	68,0	4,14	26,6
5,7	88,2	6,18	31,6
8,6	107,3	9,00	36,6
11,6	123,3	12,7	41,3
14,6	126,2	18,0	43,6
17,6	123,8	23,4	44,3

hervor, daß die beobachtete Störung, die sich in dem geringeren maximalen Auftrieb ausdrückt, nur durch die am Flügel angebrachten Ösen hervorgerufen ist. Es wurde schließlich noch versucht, ob man größeren maximalen Auftrieb erreicht, wenn man möglichst kleine Ösen verwendet, die an ihren Vorderkanten zugeschärft sind. Der zu diesem Zwecke ausgeführte Versuch mit günstig geformten Ösen von etwa der halben

Zahlentafel 4. Einfache Drahtaufhängung, sehr kleine Ösen.

Anstell-winkel	c_a	c_w	c_m
—8,9°	—14,9	6,45	2,2
—6	6,2	2,09	11,0
—3,1	27,1	1,84	16,2
—0,2	47,5	2,52	21,4
2,8	68,6	3,99	26,8
5,7	89,4	6,43	32,0
8,6	110,0	9,31	37,3
11,5	127,5	12,8	42,3
14,5	129,0	17,4	43,6
17,6	122,2	22,2	43,6

Größe wie in Abb. 5 dargestellt und mit einfacher Draht- und Ösenzahl ergaben aber nahezu dasselbe Resultat wie der erste Versuch mit den größeren Ösen, so daß man wohl annehmen darf, daß bei verschwindend kleinen Ösen kein größerer maximaler Auftrieb erhalten wird und somit die Störungen, die durch die Aufhängeösen hervorgerufen sind, praktisch zu vernachlässigen sind. Eine Störung durch die Aufhängedrähte ist bei Tragflügelmodellen, wie wir sahen, ebenfalls nicht festzustellen. Es mag hier darauf hingewiesen werden, daß gerade der maximale Auftrieb gegen Störungen und gegen Zufälligkeiten in der Ausführung der Modelle sehr empfindlich und daher ein sehr scharfes Reagenzmittel auf Störungen ist. Es ist z. B. äußerst schwierig, zwei Modelle so genau geometrisch ähnlich auszuführen, daß sie gleichen maximalen Auftrieb geben. Unsere Versuche zeigen demnach, daß die Meßfehler bei der von uns benützten Modellaufhängung mit dünnen Stahldrähten von praktisch zu vernachlässigender Größe sind. Diese Feststellung gilt zunächst nur für Tragflügel. Wie die Verhältnisse bei anders geformten Körpern, z. B. bei Ballonmodellen, liegen, soll noch untersucht werden. C. Wieselsberger.

Über Auftrieb und statische Längsstabilität von Flugzeugtragflügeln in ihrer Abhängigkeit von der Profilform.

Von Jos. Geckeler.

(Schluß von Seite 180.)

III. Abschnitt.

Allgemeinste Abbildung des Außengebietes eines Profils auf das Äußere eines Kreises unter zweimaliger Anwendung der Funktion

$$z = \zeta + \frac{1}{\zeta}.$$

Die vorausgehenden Beispiele genügen, um zu zeigen, wie mannigfaltig die Profilformen sind, die auf dem Wege über eine Ellipse auf den Kreis abgebildet werden können, ohne daß eine andere als die einfache Funktion von der Form $z = \zeta + \frac{1}{\zeta}$ benutzt wird. Interessanter noch ist in dieser Hinsicht das Schlußkapitel, in dem von vier beliebig gewählten, gezeichnet vorliegenden Profilen, drei auf diese Weise behandelt werden konnten. Doch ist diese Methode nicht für alle Fälle ausreichend, z. B. kann ein Profil mit stark nach vorne gerücktem Wölbungsscheitel, wie etwa das folgende Profil 8, nicht auf diese Weise untersucht werden. Dazu muß auf die allgemeine Methode zurückgegriffen werden, wie sie bereits auf S. 138/140 angedeutet wurde.

Nachdem dort ein Profil aus dem Z-Netz der konfokalen Ellipsen und Hyperbeln in das z-Netz der konzentrischen Kreise mit Radien übertragen war, wurde angenommen, daß die so erhaltene Kurve genau genug durch eine Ellipse zu ersetzen sei. Diese Einschränkung soll nun wegfallen und als Vermittlungskurve die durch $z = \zeta + \frac{1}{\zeta}$ erzeugte Abbildung eines beliebigen Kreises der ζ-Ebene dienen. Man denke sich nun die durch die erste (Z—z) Transformation erhaltene Kurve sei streng eine solche Abbildung eines ζ-Kreises. Dann besteht die weitere Aufgabe nur darin, jenes Achsensystem (z) zu finden, das dieser Kurve — eben als Abbildung eines bestimmten Kreises der ζ-Ebene — zugehört. Außerdem ist noch die Einheit, in der gemessen werden muß, zu ermitteln. Die Lösung dieser Aufgabe, die eindeutig ist, geschieht graphisch durch planmäßiges Probieren. Für das erste versuchsmäßige Einlegen des Achsenkreuzes ist folgendes zu beachten:

1. Der Ursprung liegt weitab von den gleichmäßig kreisförmig verlaufenden Teilen der Kurve und nahe an abgeflachten oder verbeulten Stellen.
2. Die Achsen gehen ziemlich genau durch die Stellen größter und kleinster Krümmung der Kurve.
3. Jede Achse schneidet die Kurve zweimal unter demselben Winkel.

Glaubt man auf diese Weise die Lage des Koordinatenkreuzes annähernd gefunden zu haben, so empfiehlt sich die

Anwendung des folgenden Kriteriums. Unter Einführung der aus den Figuren ersichtlichen Bezeichnungen gelten, wenn das Achsenkreuz richtig zur Kurve liegt, folgende Beziehungen

$$\operatorname{tg} \varepsilon_1 = \frac{k+m}{l-n}$$

$$\operatorname{tg} \varepsilon_2 = \frac{l+n}{k-m}$$

d. h. die Strecke, welche eine in einem Achsenschnittpunkt gezeichnete Kurvennormale auf dem im gegenüberliegenden Achsenschnittpunkt errichteten Lot zu dieser Achse abschneidet

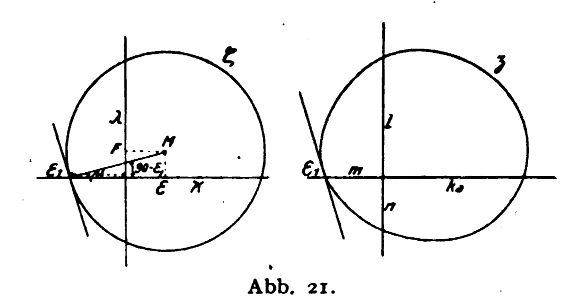


Abb. 21.

ist gleich der Differenz der Abschnitte der anderen Achse. (Siehe Abb. 22.)

$$\operatorname{tg} \varepsilon_1 = \frac{E\,S}{E\,M} = \frac{\frac{1}{2}(K+\mu)}{\lambda - \frac{1}{2}(\lambda+\nu)} = \frac{K+\mu}{\lambda-\nu};$$

ebenso

$$\operatorname{tg} \varepsilon_2 = \frac{\lambda+\nu}{K-\mu}.$$

Bei der konformen Abbildung des Kreises durch die Funktion bleibt aber der Wert des rechts stehenden, aus den Achsenabschnitten gebildeten Ausdruckes unverändert.

Es ist nämlich

$$k = K + \frac{p^2}{K} \qquad l = \lambda - \frac{p^2}{\lambda}$$

$$m = \mu + \frac{p^2}{\mu} \qquad n = \nu - \frac{p^2}{\nu}$$

$$k + m = K + \mu + p^2 \cdot \frac{K+\mu}{K \cdot \mu} = (K+\mu)\left(1 + \frac{p^2}{K\mu}\right)$$

$$l - n = \lambda - \nu + p^2 \cdot \frac{\lambda-\nu}{\lambda \cdot \nu} = (\lambda-\nu)\left(1 + \frac{p^2}{\lambda \cdot \nu}\right)$$

Die Kreisabschnitte K, λ, μ, ν stehen aber in der Beziehung:

$$K \cdot \mu = \lambda \cdot \nu$$

also $\dfrac{k+m}{K+\mu} = \dfrac{l-n}{\lambda-\nu}$ oder $\dfrac{K+\mu}{\lambda-\nu} = \dfrac{k+m}{l-n}$

ebenso $\dfrac{\lambda+\nu}{K-\mu} = \dfrac{l+n}{k-m}$

also ist

$$\operatorname{tg} \varepsilon_1 = \frac{K+\mu}{\lambda-\nu} = \frac{k+m}{l-n} \text{ und } \operatorname{tg} \varepsilon_2 = \frac{\lambda+\nu}{K-\mu} = \frac{l+n}{k-m}. \quad (24)$$

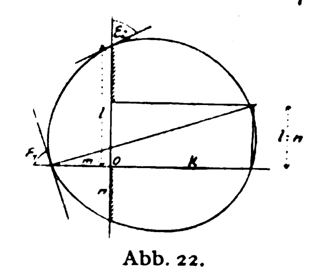


Abb. 22.

Hat man also eine 1. Achse angenommen, so zeichnet man in dem einen Schnittpunkt mit der Kurve die Kurvennormale (ev. spiegelndes Lineal), fällt im anderen Schnittpunkt das Lot auf die Achse und zieht durch die freie Ecke des so entstehenden rechtwinkligen Dreiecks eine Parallele zur Achse. Die andere Achse liegt dann so, daß der Abschnitt zwischen dieser Parallelen und der Kurve ebenso groß ist wie der andere Achsenabschnitt. Wenn man der richtigen Lösung nicht ziemlich nahe ist, findet man überhaupt keine mögliche Lage der zweiten Achse. Dieses Probieren geht sehr rasch, da man ja bei jeder falschen Annahme nur 2 oder 3 Linien zu ziehen hat, um sie als solche zu erkennen. Außerdem kann man bald abschätzen, wie die Lage der gesuchten Achse zu verbessern ist. Dabei hat man dauernd darauf zu achten, daß der zweimalige Schnitt mit der Kurve unter gleichen Winkeln erfolgt. Die andere Achse muß dieser Bedingung ebenfalls genügen.

Bei einer beliebigen Vermittlungskurve, die man annähern will, kann es natürlich vorkommen, daß kleine Abweichungen nicht ganz wegzubringen sind. Doch kann man diese dann nach solchen Punkten verschieben, wo sie möglichst wenig schädlich sind (etwa Abflußkante).

Hat man die richtige Lage des Achsenkreuzes und damit die Achsenabschnitte gefunden, so ist weiterhin die Einheit aufzusuchen. Sie muß so gewählt werden, daß die 4 Punkte der ζ-Ebene, die den 4 Achsenschnittpunkten entsprechen, Punkte eines Kreises sind. Das ist immer möglich. Die Einheit sei mit p bezeichnet. Dann ist

$$\frac{K}{\lambda} = \frac{\nu}{\mu}$$

$$k = K + \frac{p^2}{K}; \quad K^2 - k\,K + p^2 = 0; \quad K = \frac{k \overset{+}{(-)} \sqrt{k^2 - 4\,p^2}}{2}$$

$$\mu = \frac{m \overset{+}{(-)} \sqrt{m^2 - 4\,p^2}}{2}$$

$$l = \lambda - \frac{p^2}{\lambda}; \quad \lambda^2 - \lambda\,l - p^2 = 0; \quad \lambda = \frac{l \overset{+}{(-)} \sqrt{l^2 + 4\,p^2}}{2}$$

$$\nu = \frac{n \overset{+}{(-)} \sqrt{n^2 + 4\,p^2}}{2}$$

Also:

$$\frac{k + \sqrt{k^2 - 4\,p^2}}{l + \sqrt{l^2 + 4\,p^2}} - \frac{n + \sqrt{n^2 + 4\,p^2}}{m + \sqrt{m^2 - 4\,p^2}} = 0. \quad \ldots\ldots \quad (25)$$

Der Winkel ϑ ist unmittelbar abzumessen. Der Kreisradius ist aus den 4 Punkten der ζ-Ebene, die man aus der obigen Ermittlung von p schon kennt, zu rechnen. Um α_K zu finden, hat man noch den Staupunkt T, das Bild der Profilspitze, in die Kreisebene zu übertragen. Es ist

$$x = \xi + \frac{\xi}{\xi^2 + \eta^2}; \quad y = \zeta - \frac{\zeta}{\xi^2 + \eta^2}$$

$$\xi = \frac{x}{1 + \frac{1}{\xi^2 + \eta^2}} \qquad \zeta = \frac{y}{1 - \frac{1}{\xi^2 + \eta^2}}$$

Abb. 23.

wobei man näherungsweise $\xi^2 + \zeta^2$ durch $x^2 + y^2$ ersetzen kann.

Dann kann man die Richtung $(M\,T)$ Kreismittelpunkt-Staupunkt rechnen und hat dann $\alpha = \vartheta - (M\,T)$.

Endlich findet man c^2 und γ wieder aus der Formel (21).

Die Konstanten der folgenden Profile 8 und 9 wurden in dieser Weise ermittelt.

Beispiele.

Profil 8.

Ein Profil mit stark vornüber geneigter Vorderkante, nach vorne gerücktem Wölbungsscheitel, erhält man beispielsweise mit folgenden Annahmen:

$\xi_m = 0{,}0712\,t$	$x'_m = 0{,}143\,t$	$\vartheta = 35^0\,38',5$	$\alpha_K = 7^0\,48'$	$r = 0{,}2669\,t$
$\zeta_m = 0{,}1068\,t$	$y'_m = 0{,}003\,t$	$p^2 = 0{,}005066$	$\gamma = 2^0\,8'$	$c^2 = 0{,}0643\,t^2$

Größe des Auftriebes und Lage des Angriffspunktes:

$$C = 800\,\pi \cdot 0{,}2669 \cdot \sin\,(7^0\,48' + \beta) \cdot \frac{1}{1{,}0025}$$

$$C_0 = 90{,}8 \qquad C_6 = 159{,}6 \qquad C_{12} = 226{,}6.$$



Sucht man die entsprechenden Koeffizienten für ein Joukowskyprofil, das denselben Wölbungspfeil, jedoch ungefähr über der Sehnenmitte erreicht, so findet man

$$C_0 = 126{,}2 \qquad C_6 = 194{,}0 \qquad C_{12} = 259{,}8.$$

Die ersteren sind also um

28 ———— 18 ———— 13 vH

geringer. Selbst ein Profil, das als größten Pfeil, jedoch in der Mitte nur jenen erreicht, den das unsymmetrische Profil über der Mitte der Sehne hat, ergibt noch

$$C_0 = 100{,}6 \qquad C_6 = 168{,}0 \qquad C_{12} = 233{,}6$$

mithin immer noch um

10 ———— 5 ———— 3 vH

höher.

Eine Verschiebung des Wölbungsscheitels von der Mitte des Profils ins vordere Viertel vermindert den Auftrieb beträchtlich. Sie ist in dieser Hinsicht gleichbedeutend mit einer Verringerung des Anstellwinkels um einige Grad (hier etwa 3°).

$$c^2 \cdot e^{2\gamma i} = 0{,}0625 + 0{,}00507\,(\cos 71^0\,17' + i \sin 71^0\,17')$$

$$h_0 = 0{,}0662\,t \qquad h_6 = 0{,}1416\,t \qquad h_{12} = 0{,}1685\,t.$$

Der Hebelarm des Auftriebes, bezogen auf den Mittelpunkt des Bildkreises, wird

$$h = \frac{0{,}0643}{0{,}5338} \cdot \frac{\sin(2\beta + 4^0\,17')}{\sin(\beta + 7^0\,48')}.$$

Da $\alpha > \gamma$ Typ des nach oben konvexen Bogens. Das Verschieben des Wölbungsscheitels nach vorne bedeutet, da es eine Vergrößerung von γ zur Folge hat, eine Stabilisierung der Tragfläche.

Druckverteilung. Bezüglich der Konstruktion des Druckdiagrammes brauchen die früheren Angaben (S. 141) nicht erweitert zu werden. Man konstruiert aus dem Kreis der ζ-Ebene die Vermittlungskurve in der z-Ebene, sowie die Drucke an einzelnen Punkten ihres Umfanges. In gleicher Weise erhält man hieraus wieder das endgültige Profil der Z-Ebene. Dann benötigt man noch die Verzerrung $\frac{dZ}{dz}$ dieser letzten Abbildung (Formel 16). Für jeden Punkt des Profils, für welchen der Druck gefunden werden soll, ist das Abmessen von 5 Strecken erforderlich, gegen 3 beim einfachen Joukowskyprofil. Die Rechentabelle könnte man in folgender Weise anlegen:

Punkt	$O_\zeta P_\zeta'$	$O_\zeta P_\zeta''$	$P_\zeta' P_\zeta''$	h	$v = V \cdot \frac{O_\zeta P_\zeta' \cdot 2h}{M P_\zeta' \cdot P_\zeta' P_\zeta''}$	$O_z P_z'$	$O_z P_z''$	$P_z' P_z''$	$\left(v \cdot \frac{O_z P_z'}{P_z' P_z''}\right)^2$
3	10,45 Mess.	0,775 Rechn.	10,46 Mess.	11,65 Mess.	2,185 Rechn.	6,52 Mess.	3,84 Rechn.	8,32 Mess.	2,94 Rechn.

Um das Profil und das zugehörige Diagramm mit etwa 24 Punkten zu konstruieren, benötigt man 2½ bis 3 h.

Das Diagramm für Profil 8 zeigt, daß die Auftriebskräfte ziemlich gleichmäßig von vorne nach hinten abnehmen. Bei Profilen, deren Wölbungsscheitel weiter rückwärts liegt, ist der Druck gleichmäßiger über die Länge verteilt, so daß die Resultierende nicht so weit vorne liegt wie hier. Bemerkenswert ist wiederum das Fehlen einer starken Saugkraft an der Vorderkante, obwohl diese gar nicht sehr abgerundet ist.

Strömungsbild. Dieses könnte hier genau so gezeichnet werden wie etwa bei Profil 1. Die Verallgemeinerung der Abbildung bedeutet gerade in dieser Hinsicht nicht die geringste Erschwerung.

Profil 9.

Das Profil habe eine fast ebene Unterseite, der größte Pfeil der möglichst einfach verlaufenden Oberseite liege etwa über dem vorderen Viertelteilpunkt der Sehne. Die Hinterkante sei diesmal nicht ganz scharf, sondern, wie es in der praktischen Ausführung sein dürfte, ein klein wenig abgerundet.

$\xi_m = -0{,}108\,t$		$\vartheta = 35^0\,20'$	$\alpha_K = 1^0\,49'$	$r = 0{,}27\,t$
$\zeta_m = +0{,}081\,t$		$p^2 = 0{,}00292$	$\gamma = 1^0\,14{,}5'$	$c^2 = 0{,}0635\,t^2$

Da $\alpha > \gamma$ Typ des nach oben konvexen Bogens; weil α und γ nur wenig voneinander verschieden sind, wird die Beweglichkeit des Angriffspunktes gering sein, wenigstens von der allernächsten Umgebung des Anstellwinkels $\beta = -1^0\,49'$

$$h_0 = 0{,}1607 \qquad h_6 = 0{,}2163 \qquad h_{12} = 0{,}2196$$

$$\longleftarrow \frac{t}{20} \longrightarrow \longleftarrow \frac{t}{300} \longrightarrow$$

abgesehen.

Wie beim vorhergehenden Profil findet man auch hier wieder, daß — ebenso wie die Wiederaufbiegung der Hinterkante — die Verlegung des Wölbungsscheitels nach vorne die Stabilität verbessert.

Schluß. Vergleich mit Versuchsergebnissen.

Damit dürften wohl die Fragen nach dem Einfluß der auffallendsten formgebenden Elemente eines Tragflügels auf deren Auftrieb beantwortet sein. Daß hier eine Vollständigkeit nie erreicht werden kann, ist bei der unerschöpflichen Vielgestaltigkeit möglicher Profilformen selbstverständlich. Doch eine wesentliche Frage muß noch beantwortet werden: Inwieweit sind diese theoretischen Ergebnisse mit den tatsächlichen im Einklang?

Um darauf eine Antwort geben zu können, hat man nur die Möglichkeit, solche Profile, die im Windkanal untersucht wurden, auch theoretisch zu behandeln. Benutzt wurden für diesen Zweck Profile, die von der Modellversuchsanstalt in Göttingen untersucht worden sind. Aus den Veröffentlichungen in den »Technischen Berichten der Flugzeugmeisterei« wurden vier möglichst verschiedene Profile ausgesucht und für die Anstellwinkel von —9° bis +15° von je 3 zu 3 Grad Auftriebszahl und Lage des Druckpunktes berechnet. Die Auf-

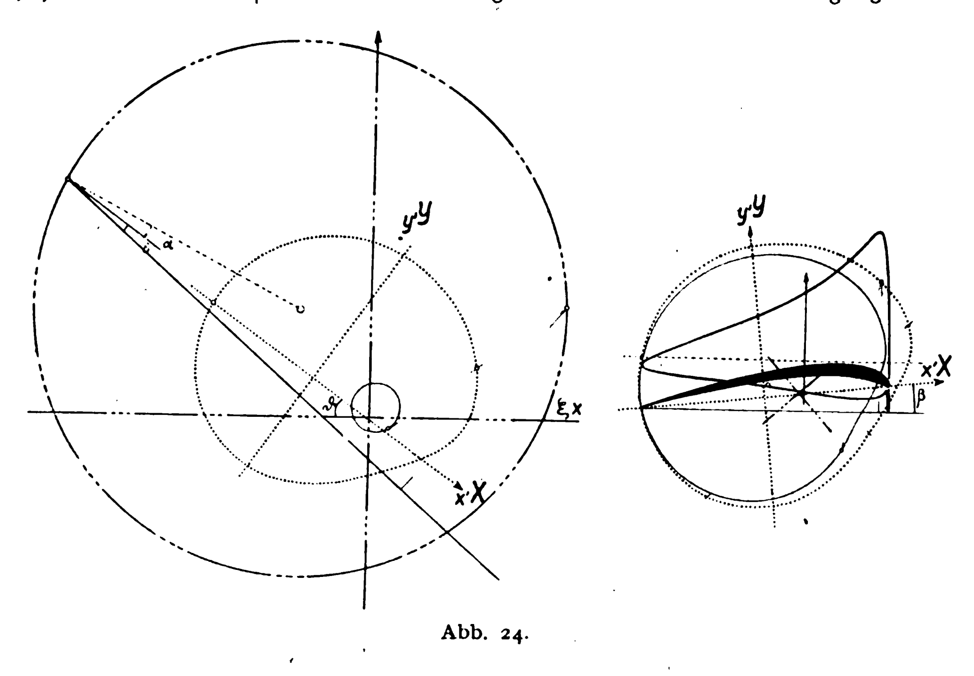


Abb. 24.

triebszahlen, die ja noch für Tragflügel mit dem Seitenverhältnis o gelten, wurden dann mittels der von Prof. Prandtl angegebenen Formel

$$A_\lambda = \frac{A_0}{1 + \frac{2}{\pi}\lambda \frac{\partial \zeta}{\partial \beta}}$$

auf das Seitenverhältnis λ des untersuchten Modelles reduziert. Führt man hier für ζ den Wert $4\pi \frac{r}{t} \sin(\alpha + \beta)$ ein, so wird

$$A_\lambda = \frac{A_0}{1 + 8\lambda \frac{r}{t} \cos(\alpha + \beta)} \quad \ldots \ldots \quad (26)$$

Die so gefundenen C-Werte, und in einem 2. Diagramm die Werte $\frac{s}{t}$ wurden dann als Funktion des Anstellwinkels β^* angetragen. Die ausgezogene Linie gibt jeweils die theoretisch ermittelten, die unterbrochene die empirisch gefundenen Größen. Man darf die Übereinstimmung wohl als ziemlich gut bezeichnen. Erst bei einem Anstellwinkel von etwa 10° beginnen die Abweichungen erheblicher zu werden. Das war von vornherein zu erwarten, denn bei größeren Anstellwinkeln ist die Bedingung des glatten Abströmens an der Hinterkante sicher nicht mehr erfüllt. Bei etwa 10 bis 12° beginnt sich demnach das Strombild umzugestalten und von der wirbelfreien Strömung erheblicher abzuweichen. Selbstverständlich sind die berechneten Werte immer höher als die Versuchsergebnisse, weil ja auftretende Wirbel immer im Sinne einer Auftriebsverminderung wirken. Am besten ist die Übereinstimmung bei Profil 259, einem dünnen Profil mit leicht gehobener Rückkante. Auch die Ergebnisse für die Druckpunktwanderung sind befriedigend, von etwa 2° an aufwärts sogar sehr gut. Etwas weniger gut ist die Übereinstimmung nur nahe dem kritischen Anstellwinkel $\beta = -\alpha$, besonders bei negativem Auftrieb. Durchweg liegt der Druckpunkt weiter hinten als dem theoretischen Ergebnis entspricht.

Profil 115.

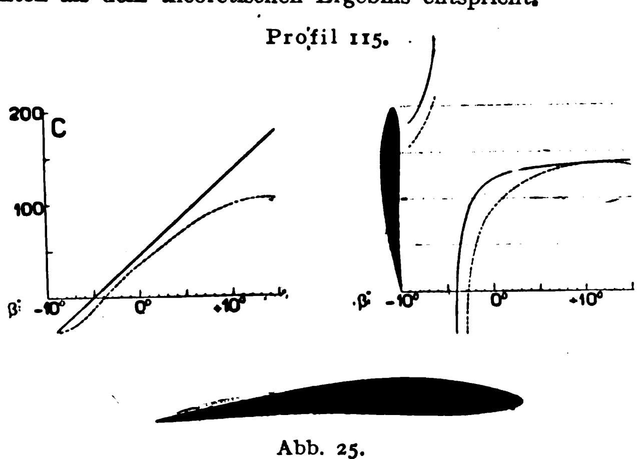


Abb. 25.

β^*	C Rechnung	C Versuch	C Quotient	$\frac{s}{t}$[1] Rechnung	$\frac{s}{t}$[1] Versuch
—9°	—36,6	—37,7	0,97	0,09	0,22
—6°	— 9,4	—22,9	0,41	—0,38	—0,07
—3°	+17,6	+ 8,0	2,20	0,61	1,67
0°	44,6	35,2	1,27	0,39	0,55
+3°	71,6	57,8	1,24	0,35	0,42
6°	98,6	79,9	1,24	0,33	0,36
9°	125,4	94,5	1,33	0,32	0,32
12°	151,8	105,0	1,44	0,31	0,31
15°	178,8	106,0	1,68	0,30	0,33

Die Konstanten des Profils:

$a = 0{,}274\,t$	$x'_m = 0{,}017\,t$	$\vartheta = +$	$\alpha_K = 3^0\,15'$	$r = 0{,}270$
$b = 0{,}266\,t$	$y'_m = 0{,}018\,t$	$71^0\,50'$	$\gamma = 19'$	$c^2 = 0{,}0616$

[1]) Das Verhältnis $\frac{s}{t}$ wurde aus dem gerechneten

$$h = \frac{c^2}{2r} \cdot \frac{\sin 2(\beta + \gamma)}{\sin(\alpha + \beta)}$$

auf zeichnerischem Wege ermitttelt.

Erwähnt darf vielleicht noch werden, daß die Profile 115, 222, 259 sich innerhalb der Zeichengenauigkeit auf dem einfachen Weg über die Ellipse abbilden ließen. Die zur Ermittlung der Konstanten eines solchen Profils notwendige Zeit betrug 15 bis 30 min. Das unregelmäßig aussehende Profil 162 machte die etwas umständlichere Abbildung, wie sie zuletzt geschildert wurde, notwendig. An einigen Stellen ist auch hierbei die Abweichung der gewünschten und der erzielten Profilform merklich, besonders an der Vorderkante, doch konnte sonst so ziemlich im ganzen Verlauf Übereinstimmung erzielt werden. Die herausfallenden Punkte sind eingezeichnet. Die notwendige Zeit zur Gewinnung der Konstanten betrug hier etwa 1 h.

Profil 222.

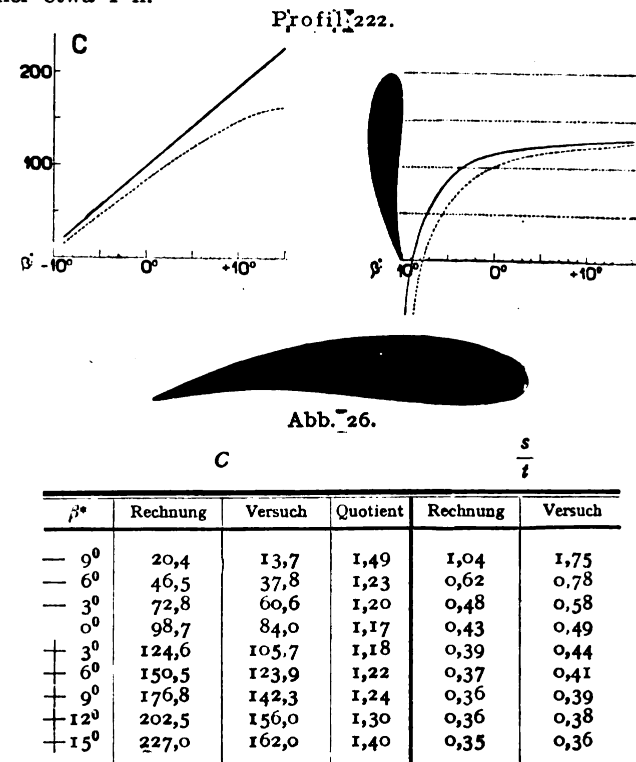


Abb. 26.

β^*	C Rechnung	C Versuch	C Quotient	$\frac{s}{t}$ Rechnung	$\frac{s}{t}$ Versuch
— 9°	20,4	13,7	1,49	1,04	1,75
— 6°	46,5	37,8	1,23	0,62	0,78
— 3°	72,8	60,6	1,20	0,48	0,58
0°	98,7	84,0	1,17	0,43	0,49
+ 3°	124,6	105,7	1,18	0,39	0,44
+ 6°	150,5	123,9	1,22	0,37	0,41
+ 9°	176,8	142,3	1,24	0,36	0,39
+12°	202,5	156,0	1,30	0,36	0,38
+15°	227,0	162,0	1,40	0,35	0,36

Die Konstanten des Profils:

$a = 0{,}300$	$x'_m = 0{,}030$	$\vartheta =$	$\alpha_K = 7^0\,40'$	$r = 0{,}297$
$b = 0{,}293$	$y'_m = 0{,}029$	$-17^0\,5'$	$\gamma = -52'$	$c^2 = 0{,}065$

Profil 259.

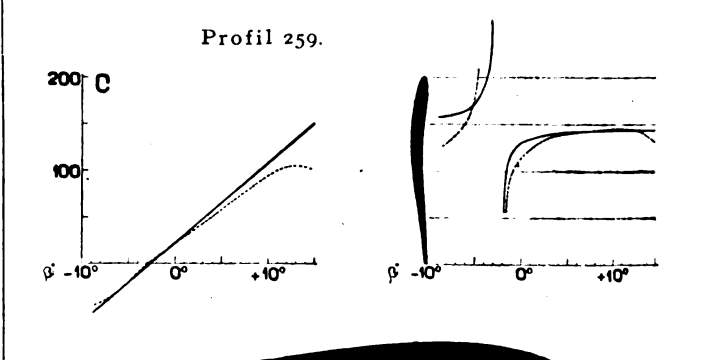


Abb. 27.

β^*	C Rechnung	C Versuch	C Quotient	$\frac{s}{t}$ Rechnung	$\frac{s}{t}$ Versuch
— 9°	— 55,0	— 46,3	1,19	+ 0,21	+ 0,39
— 6°	— 29,3	— 29,0	1,01	+ 0,18	+ 0,25
— 3°	— 3,4	— 1,0	3,44	— 0,35	— 4,63
0°	+ 22,3	21,5	1,06	+ 0,35	+ 0,43
3°	48,1	43,6	1,10	0,30	+ 0,32
6°	73,9	65,8	1,12	0,29	+ 0,29
9°	99,6	87,5	1,14	0,28	+ 0,28
12°	125,3	104,0	1,20	0,28	+ 0,27
15°	150,8	100,0	1,51	0,28	+ 0,34

$a = 0{,}275$	$x_m' = 0{,}0105$	$\vartheta = 36^0\,50'$	$\alpha_K = 2^0\,6'$	$r = 0{,}266$
$b = 0{,}257$	$y_m' = 0{,}0185$		$\gamma = 1^0\,5'$	$c^2 = 0{,}0632$

Profil 162.

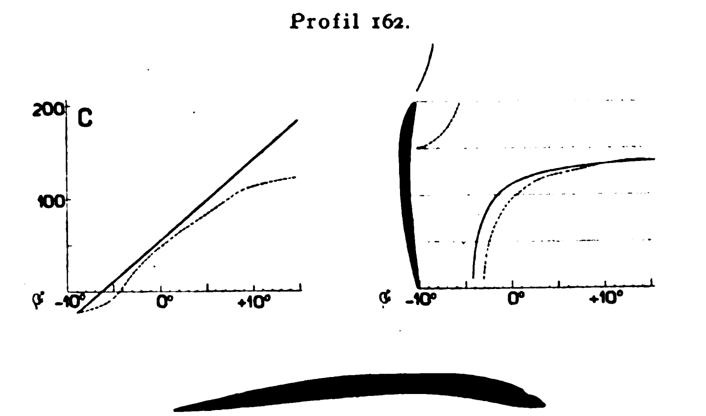


Abb. 28.

	C			$\frac{s}{t}$	
β^0	Rechnung	Versuch	Quotient	Rechnung	Versuch
-9^0	$-24{,}7$	$-23{,}0$	1,07	$-0{,}16$	$+0{,}23$
-6^0	$+1{,}4$	$-14{,}0$		$+6{,}2$	$+0{,}06$
-3^0	27,5	18,3	1,50	0,62	0,88
0^0	53,6	47,8	1,12	0,44	0,52
3^0	79,6	70,0	1,14	0,38	0,41
6^0	105,6	90,0	1,17	0,35	0,38
9^0	131,5	109,6	1,20	0,34	0,34
12^0	157,4	117,7	1,34	0,33	0,32
15^0	183,1	121,9	1,50	0,33	0,32

$\xi_m = -0{,}13$		$\vartheta = 32^0\,50'$	$\alpha = 6^0$	$r = 0{,}270$
$\zeta_m = +0{,}13$		$p^2 = 1{,}00$	$\gamma = 1^0\,2'$	$c^2 = 0{,}0636$

Der an diesen vier Profilen durchgeführte Vergleich soll eine Überprüfung der Theorie sein, um daraus zu sehen, inwieweit man den Ergebnissen der vorausgehenden Untersuchungen Vertrauen entgegenbringen darf. Hierbei ist noch zu bedenken, daß das Ziel der letzteren nicht so sehr die Ermittlung von Absolutwerten für Auftrieb und Druckpunktslage, als vielmehr ein **Vergleich der Auftriebsgrößen für verschiedenartige Profile** war. Dabei spielt aber ein Teil des Fehlers, nämlich jener, der allen Fällen gemeinsam ist, keine Rolle. Und dieser Teil ist der erheblichste, denn die Abweichungen sind für die vier Profile ziemlich übereinstimmend, also die Differenz von theoretischem und Versuchsergebnis von der speziellen Profilform nur wenig abhängig.

Darüber hinaus gestatten jedoch die rein theoretisch, ohne Benutzung irgendwelcher empirischen Konstanten gewonnenen Werte einen ziemlich sicheren Schluß auf die praktisch zu erwartenden. Aber es bleibt diesen Ergebnissen auch ganz unabhängig von der besseren und schlechteren Übereinstimmung mit der Erfahrung ein gewisses Interesse. Es ist ja nicht so, als ob etwa die theoretische Rechnung an sich die Schuld daran trüge, wenn diese Übereinstimmung keine vollständige ist. Es sind eben in der Wirklichkeit die idealen Voraussetzungen — hier besonders die Reibungs- und Wirbelfreiheit — nicht ganz erfüllt. Aber es ist von Interesse, den Einfluß dieser störenden Umstände zu kennen. Und weil es wünschenswert ist, sich den errechneten idealen Werten als einer oberen Grenze so gut als möglich zu nähern, ist es auch für die Praxis von Interesse, diese zu kennen und zu wissen, welches Profil sich ihnen mehr und welches sich ihnen weniger nähert. Theoretische und empirische Untersuchungen ein und desselben Problems wirken wechselseitig anregend und befruchtend und erhöhen gegenseitig ihren Wert. Dadurch rechtfertigen sich solche theoretische Rechnungen auch vom Standpunkt des Praktikers.

Dipl.-Ing. Karl G. Gaule †.



Aus München kommt die traurige Nachricht, daß Diplomingenieur Karl G. Gaule einer Nachwirkung seiner Krankheiten und Verwundungen aus dem Felde unerwartet am 22. Juni erlegen ist.

Karl G. Gaule, geboren am 12. Januar 1888 in Zürich als Sohn des Universitätsprofessors Dr. Justus Gaule, vollendete Sommer 1911 an der Technischen Hochschule Zürich seine Studien, wandte sich nach kurzer Assistententätigkeit im Wasserturbinenbau bei Professor Prašil, Zürich, und einer Forschungsfahrt durch das grönländische Inlandeis als Begleiter von Professor Dr. A. de Quervain im Sommer 1912 der Flugtechnik zu und arbeitete bei Professor Dr. v. Kármán von Herbst 1912 bis Kriegsbeginn als Assistent im Aerodynamischen Institut der Technischen Hochschule Aachen.

Im Kriege erwarb er bald das Eiserne Kreuz, wurde verwundet, kämpfte zuletzt in einem Schneeschuh-Bataillon in den Karpathen, mußte aber zur Genesung von schweren Krankheiten in die Heimat.

Sommer 1915 wurde Karl G. Gaule zur Königl. Preuß. Flugzeugmeisterei und zur Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt nach Adlershof berufen. Er hat hier im Flugzeugprüfwesen der Entwicklung deutscher Heeresflugzeuge unvergessene Dienste geleistet.

Sommer 1917 trat er zu den Bayerischen Flugzeug-Werken in München über, wo er die Konstruktions- und Versuchsabteilung einrichtete und leitete. Auch hier gelang es ihm, für die deutsche Luftfahrt Wertvolles hervorzubringen.

Nach Einstellung des Flugzeugbaues wandte sich Karl G. Gaule 1919 zur Technischen Hochschule Danzig als Konstruktions-Assistent und Mitarbeiter von Professor Dr.-Ing. P. Rieppel, später als Privatdozent; er las vor allem über Flugzeugbau. Anfang 1921 wurde er in München bei der Fritz Neumeyer A.-G. Leiter der Versuchsanstalt für Wasserturbinenbau, wo er dank seiner flugtechnischen Erfahrung und seinen Fähigkeiten in der kurzen Zeit seines Wirkens Tüchtiges leisten konnte.

In der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt und in deren Ausschüssen und im Vorstandsrat war er ein allgemein geschätzter Mitarbeiter.

Alle, die den Verstorbenen kannten, achteten in ihm seine ausgezeichnete wissenschaftliche Durchbildung, sein technisches Können, seinen herzlichen, aufrichtigen Charakter und sein freundliches Wesen.

Dem leider zu früh Dahingeschiedenen wird die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt ein bleibendes und ehrendes Andenken bewahren.

W. Hoff.

Bücherbesprechungen.

Vervollkommnung der Kraftfahrzeugmotoren durch Leichtmetallkolben. Von Prof. Dr.-Ing. Gabriel Becker, Vorsteher der Versuchsanstalt für Kraftfahrzeuge an der Techn. Hochschule zu Berlin. München und Berlin, Verlag von R. Oldenbourg, 1922. 97 Seiten, 79 Abbildungen. Preis broschiert M. 112.50.

Mit vorliegender Arbeit gibt der Verfasser die Ergebnisse des Wettbewerbes für Leichtmetallkolben bekannt. Das Buch gliedert sich in zwei Abschnitte: I. Fortschrittsmöglichkeiten im Kraftfahrzeugbau, II. Untersuchung der Leichtmetallkolben von Kraftfahrzeugmotoren im Kolbenwettbewerb.

Im ersten Abschnitt werden u. a. vor allen Dingen die thermodynamischen Verbesserungsmöglichkeiten des Kreisprozesses besprochen. Auf die Wichtigkeit der Anwendung hoher Verdichtungsverhältnisse wird hingewiesen und gezeigt, wie wichtig es ist, die Zylinderladung möglichst kalt in den Zylinder gelangen zu lassen und zu diesem Zweck den Wärmezustand aller den Verbrennungsraum begrenzenden Wandungen möglichst gleichmäßig und niedrig zu halten. Hieraus ergeben sich für den Kolben bestimmte Forderungen in bezug auf Wärmeleitfähigkeit und Temperaturgefälle zwischen den einzelnen Teilen der Kolbenwandung, die am besten durch Leichtmetallkolben befriedigt werden können.

Der zweite Abschnitt befaßt sich sehr eingehend mit den Versuchen und den zu diesen benutzten Einrichtungen und Motoren und läßt erkennen, daß bei dem Wettbewerb mit einer ganz hervorragenden wissenschaftlichen Genauigkeit gearbeitet worden ist. Demgemäß sind die Ergebnisse als in jeder Hinsicht einwandfrei anzusehen und stellen eine wertvolle Bereicherung der Kraftfahrzeug-Motorentechnik dar. Sie bestätigen in allen wesentlichen Punkten, die während des Krieges im Flugmotorenbau mit Leichtmetallkolben gemachten Erfahrungen und bringen darüber hinaus noch wertvolle Erkenntnisse bezüglich der die Laufeigenschaften bestimmenden Härtegrade der Kolbenbaustoffe. Gerade bezüglich der Laufeigenschaften war man bislang auf langwieriges Ausprobieren der Legierungen im Motor angewiesen. Auf Grund der Beckerschen Versuche ist man heute in der Lage, schon vor dem Probelauf durch Kugeldruckprobe festzustellen, ob die verwendete Legierung die erforderlichen Laufeigenschaften besitzen wird, so daß man ungeeignete Legierungen schon vorher ausscheiden kann.

Es kann daher jedem Motorenkonstrukteur nur empfohlen werden, das Beckersche Buch zu lesen. Er wird es nicht aus der Hand legen, ohne seine Kenntnisse erweitert zu haben.

Wie der Inhalt, so steht auch die Ausstattung des Buches in bezug auf Papier und Druck auf der Höhe, wie man sie beim Verlag Oldenbourg gewohnt ist.

O. Schwager.

Détermination Graphique des fatigues dans la cellule d'un aéroplane, Librairie Aéronautique. Von J. Pujol. Verlag von E. Chiron, Paris. 118 S. mit zahlreichen Schaubildern, Skizzen und Kräfteplänen. Preis Fr. 6 und Teuerungszuschlag.

Der Verfasser hat es sich zur Aufgabe gemacht, die Kräfte im Fachwerk normaler, verspannter Ein- und Doppeldecker mit Hilfe der bekannten Verfahren der graphischen Statik rein zeichnerisch zu ermitteln. Die recht klare und eingehende Darstellung setzt kaum Vorkenntnisse voraus und kann daher auch getrost dem mit der Graphostatik wenig Vertrauten empfohlen werden, zumal da sie sich tunlichst auf elementare Verfahren beschränkt.

Der Verfasser geht von der Definition der statisch unbestimmten und überbestimmten Stabsysteme aus, erläutert Seileck und Cremonaplan und gewährt einen leider ein wenig gar zu knapp bemessenen Überblick über die am Flugzeug wirkenden Kräfte (1½ S.!); der zweite Abschnitt beginnt mit einem nicht gerade sehr klar gefaßten Abschnitt über die »zusätzlichen Beanspruchungen« (nämlich die Massenkräfte) und bringt dann das Wesentlichste über Festigkeitsprüfungen in knappster Form. Abschnitt III bringt die Kräfteermittlung in den Holmen eines normalen einstieligen Doppeldeckers sowie in der Innen- und Außenverspannung und in den Tiefenkreuzen. Ein zweiter Buchteil enthält kurze Betrachtungen von verspannten Doppeldeckerzellen mit Auslegerstielen für das auskragende Oberflügelende, von gestaffelten Tragzellen, von solchen mit geneigten Flügelstielen, die vom Verfasser als unvorteilhaft bezeichnet werden; ferner wird kurz auf Zweimotorenflugzeuge und auf normal verspannte Eindecker eingegangen, während neuere Bauformen vollkommen unberücksichtigt bleiben. Im dritten Teil wird an Hand von 9 Tafeln ein Normalflugzeug berechnet. Zum Schluß wird das Culmannsche Verfahren und die Rittersche Schnittmethode kurz dargelegt.

Das recht anschaulich geschriebene Werk vermag uns zwar kaum Neues zu bieten, könnte aber als Leitfaden für den Unterricht schätzenswerte Dienste leisten.

Weyl.

Die wirtschaftliche Bedeutung der flüssigen Treibstoffe. Von Dr. Peter Reichenheim. Berlin, Verlag von Julius Springer, 1922. 85 Seiten, 1 Kurventafel.

Der Verfasser beschäftigt sich mit der Wirtschaft der Öle und flüssigen Kraftstoffe, soweit sie für den Betrieb von Verbrennungsmotoren Verwendung finden. Insbesondere wird die Ökonomik der flüssigen Kraftstoffe, ihre Bedeutung für den Verkehr und ihre Gewinnung besprochen. Eine Kurventafel gibt ein anschauliches Bild über die Steigerung der Welterdölförderung in den letzten 30 Jahren und läßt erkennen, daß von 1890 bis 1920 die Förderung, und damit selbstverständlich auch der Verbrauch, von etwa 80 Mill. auf 700 Mill. Barrels, d. i. von 10,66 Mill. t auf 93,3 Mill. t, zugenommen hat. Diese Zahlen sollten zur Vorsicht im Verbrauch dieses wertvollen Kraftstoffes mahnen, zumal die Gesamterdölvorräte der Welt auf nur etwa 43000 Mill. Barrels = etwa 5,73 Milliarden t geschätzt werden. Würde der Bedarf an Erdöl sich nur auf der Höhe von 1920 halten, so müßten sich die Erdöllager der Welt in 60 Jahren erschöpft haben. Diese Zahlen sollten sich sowohl Erzeuger als auch Verbraucher von Erdöl stets vor Augen halten. Es müßte einerseits mehr denn je danach gestrebt werden, die einzelnen Ölvorkommen restlos auszubeuten, denn heute treiben wir mit dem kostbaren Gut Raubbau, da es bei den zurzeit gebräuchlichen Förderungsmethoden stets nur gelingt, einen Teil des Ölvorrates eines Ölvorkommens zu fördern, und anderseits müßte die Wirtschaftlichkeit der Ölmaschinen noch wesentlich gesteigert werden. Es ist unverantwortlich, noch heute Kraftfahrzeugmotoren zu bauen, die 300 g/PSh Benzin gebrauchen, wenn es möglich ist, mit 200 g/PSh auszukommen.

Wenn das vorliegende Werk auch hauptsächlich volkswirtschaftlichen Charakter trägt, so sollte es doch der Motorenfachmann gelesen haben. Zieht er nicht die Schlußfolgerungen daraus und bestrebt sich mehr denn je, die Wirtschaftlichkeit der Ölmaschinen zu steigern, so sind die Folgen für die Industrie und Verkehrstechnik gar nicht abzusehen.

O. Schwager.

Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1922.

Zeiteinteilung.

14. Juli:	12 Uhr mittags: Meldeschluß. Nenngeld muß eingezahlt sein. (Ausschreibung § 4).
17. » :	Beginn des Lageraufbaus.
30. » :	12 Uhr mittags muß Nachtrag I zur Meldung mit den Unterlagen zur Zulassungsprüfung bei der Geschäftsstelle eingegangen sein. (Ausschreibung § 5, Abs. 2, a, b, c.)
30. » :	12 Uhr mittags: Nachmeldeschluß. Nachmeldegebühr muß eingezahlt sein. (Ausschreibung § 4.)
1.—5. Aug.:	Übungsflüge.
6. » :	Die Geschäftsstelle befindet sich in Gersfeld.
6. » :	Eintreffen des Meßtrupps.
6. » :	12 Uhr mittags müssen die Flugzeuge eingetroffen sein. Vorher sind sie am Bauort auf Baufestigkeit zu prüfen. (Ausschreibung § 5 Abs. 1.)
7. u. 8. » :	Zulassungsprüfung. Flugzeuge müssen dem techn. Ausschuß vorgeführt werden. (Ausschreibung § 5 Abs. 2.)
9. » :	Beginn des Wettbewerbs.
19. » :	12 Uhr mittags muß spätestens Nachtrag II zur Meldung mit dem Nachweis der Mindestleistung bei der Geschäftsstelle eingegangen sein. (Ausschreibung § 3 Abs. 2 und § 5 Abs. 2d)
19. » :	Bis heute kann ein zunächst als »Gleitflugzeug« zugelassenes Flugzeug in die Gattung der »Segelflugzeuge« aufrücken. (Ausschreibung § 5 Abs. 3.)
19. » :	12 Uhr mittags muß Nachtrag III zur Meldung mit Nennung der Führer und den Führerprüfungsbescheinigungen bei der Geschäftsstelle eingegangen sein. (Ausschreibung § 6.)
24. » :	Wettbewerbschluß.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Vorlesungen über Luftfahrtwesen im Sommerhalbjahr 1922.

(Reichsdeutsche Hochschulen und deutsche Hochschulen des Auslandes.)
In Ergänzung eines von den »Nachrichten für Luftfahrer« unter 22./17. 8 gebrachten Vorlesungsverzeichnisses.

Dozent	Lehrgebiet	Art V=Vorlesg. Ü=Übung	Zahl d. Std. in der Woche
	I. Technische Hochschule Aachen:		
v. Kármàn	Aerodynamik	V	
» »	Anleitung z. selbständigen Arbeit auf dem Gebiete d. Mechanik u. Flugtechnik	Ü	
Klemperer	Flugzeugbau I	V	
v. Lössl	Flugzeugbau II	V	
» »	Konstruktion und Fabrikation leichter Verbrennungsmotoren	V	
Ratzersdorfer	Statik des Flugzeugbaues	V	
Polis	Aerologie	V	1
»	Ausgewählte Kapitel der Meteorologie	V	1
»	Meteorologische Technik	Ü	1
	II. Technische Hochschule Berlin-Charlottenburg:		
v. Parseval	Flugzeuge	V	2
v. Parseval und Everling	Übungen im Flugzeugbau	Ü	2
Everling	Kreiselinstrumente	V	1
»	Mechan. Grundlagen des Flugzeugbaues	V	1
Schaffran	Luft- u. Wasserpropelleruntersuchungen	V	2
Fuchs	Einführung in die Aerodynamik	V	2
Hamel	Theoretische Mechanik IV (zähe Flüssigkeiten, Wirbelablösung)	V	2
Kassner	Die Erforschung der höheren Luftschichten; ihre Ergebnisse für Luftschiffahrt und Flugtechnik	V	1
Becker	Leichte Verbrennungsmaschinen (Flug- und Fahrzeugmotoren)	V	2
»	Entwurfs- u. Betriebsübungen an leichten Verbrennungsmaschinen u. Kraftfahrzeugen i. d. Versuchsanst. f. Kraftfahrzeuge	Ü	—
	III. Universität Berlin:		
Hellmann	Theoretische Meteorologie	V	1
»	Meteorologisches Praktikum	Ü	2
»	Meteorologisches Praktikum (für Vorgeschrittnere)	Ü	1
Less	Allgemeine Klima- und Wetterkunde	V	1
»	Über die jeweiligen Witterungsvorgänge	V	1
Hergesell	Theorie und Praxis der aerologischen Instrumente, insbesondere bei der Verwendung im Flugzeug (mit Übungen und Vorführungen)	V	1
Marcuse	Luftschiffahrt in allgem. Darstellung; ihre wissenschaftl. u. techn. Grundlagen	V	1
v. Mises	Einführung in die Flugtechnik	V	2
	IV. Techn. Hochschule Danzig:		
Lorenz	Hydromechanik (einschl. Theorie der Tragflächen)	V Ü	2 2
Foettinger	Physik d. techn. Strömungserscheinungen	V	2
»	Ausgew. Kapitel a. d. Physik der techn. Strömungserscheinungen (Potentialtheorie und Aerodynamik)	V	2
»	Wasser- und Luftpropeller	V Ü	2 2
Mangold	Kleinmotoren (einschl. Automobil- und Flugmotoren)	V Ü	2 3
	V. Techn. Hochschule Darmstadt:		
Eberhardt	Luftschiffahrt: Theorie des Freiballons, Berechng. u. Konstrukt. v. Luftschiffen	V u. Ü	4
»	Flugtechnik: Aerodynamik, Berechnung und Konstruktion von Flugmaschinen	V u. Ü	4
»	Theorie u. Berechnung v. Luftschrauben	V u. Ü	4
»	Allgemeine Vorlesung über das gesamte Gebiet der Luftfahrt	V	2
Schlink	Statik der Flugzeuge und Luftschiffe	V	2
	VI. Techn. Hochschule Dresden:		
Gravelius	Einleitung in die Meteorologie	V	
Wawrziniok	Verschiedene Gebiete des Motorenwesens	V	

Dozent	Lehrgebiet	Art V=Vorlesg. Ü=Übung	Zahl d. Std. in der Woche
	VII. Universität Frankfurt a. M.		
Linke	Luftelektrizität	V	2
Georgii	Wetterkunde	V	2
Linke, Georgii	Meteorolog.-Geophysikalische Übungen	Ü	2
	VIII. Universität Freiburg:		
Ansel	Praktische Meteorologie	—	—
	IX. Universität Gießen:		
Fromme	Meteorologie	V	—
	X. Universität Göttingen:		
Prandtl	Aerodynamik	V	4
Wiechert	Meteorologie	V	2
	XI. Universität Halle:		
Wigand	Grundzüge der Metorologie u. Aerologie	V	1
»	Aerophysikalisches Praktikum	Ü	—
	XII. Universität Hamburg:		
Wegener	Wetter und Wetterdienst	V	2
	XIII. Techn. Hochschule Hannover:		
Pröll	Bau und Betrieb der Flugzeuge	V	2
»	Übungen im Entwerfen von Flugzeugen (einschl. Segelflugzeugen) mit Vorlesung »Statik der Flugzeuge«	V u. Ü	4
	XIV. Universität Jena:		
Winkelmann	Photogrammetrie mit Stereophotogrammetrie	V	1
	XV. Universität Innsbruck:		
Defant	Klimatologie	V	3
»	Barometrische Höhenmessung	V	2
	XVI. Techn. Hochsch. Karlsruhe:		
Peppler	Praktische Witterungskunde	—	—
	XVII. Universität Königsberg:		
Przybyllok	Meteorologie und Klimatologie	V	2
	XVIII. Universität Leipzig:		
Lammert	Übungen in der Bearbeitung aerologischen Beobachtungsmaterials	V u. Ü	—
»	Geophysikalisches Seminar: Besprechung neuerer Veröffentlichungen	V u. Ü	—
»	Selbstständige Arbeiten im Geophysikalischen Institut	V u. Ü	—
	XIX. Universität Marburg:		
Schaefer	Hydrodynamik des Fluges	V	1
	XX. Techn. Hochschule München:		
Finsterwalder	Photogrammetrie	V u. Ü	3
v. Gruber	Stereophotogrammetrie und photogrammetrische Übungen	V u. Ü	2
	XXI. Universität München:		
Schmauß	Grundlagen der Wettervorhersage (mit Übungen an der Wetterkarte)	V u. Ü	2
»	Meteorologisches Seminar	V u. Ü	1
	XXII. Universität Münster:		
Plaßmann	Zeit- und Ortsbestimmung	V	2
	XXIII. Universität Rostock:		
Pohlhausen	Stabilität d. Flugzeuge (Einführung i. d. Lehre v. d. Schwingungen mech. Systeme)	V	2
»	Anleitung zu selbständigen Arbeiten	—	—
Kümmel	Einführung in die Aerologie	V	1
»	Meteor. u. aerol. Übungen a. d. Luftwarte	Ü	3
	XXIV. Techn. Hochsch. Stuttgart:		
Baumann	Flugzeuge u. ihre konstrukt. Einzelheiten	V u. Ü	2
»	Ausführliche Behandlung wichtiger Fragen des Kraftfahrzeugbaues	V u. Ü	2
»	Maschinenkonstruktionen (auf dem Gebiete der Kraftfahrzeuge, Luftfahrzeuge und Fahrzeugmotoren)	V u. Ü	8
Grammel	Sondergebiete der höheren Dynamik (darunter Aerodynamik)	V u. Ü	2
v. Hammer	Direkte Zeit- und geographische Ortsbestimmung (mit Übungen)	V u. Ü	2
Herrmann	Drahtlose Telegraphie	V u. Ü	2

An der Technischen Hochschule Braunschweig, den Universitäten Bonn, Breslau, Heidelberg, Kiel, Prag, Tübingen und Zürich werden — wie eine seitens der WGL ergangene Anfrage ergeben hat — derzeit keine Vorlesungen aus dem Gebiete des Luftfahrtwesens abgehalten. Weyl.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Berlin W 35, Blumeshof 17 pt. Telephon: Lützow 6508.
Postscheckkonto: Berlin 228 44.

1. Es ist beabsichtigt, für die im Jahre 1921 erschienenen Beihefte der WGL eine Einbanddecke beim Verlag Oldenbourg herzustellen. Die Herstellung und ebenso auch der Preis der Einbanddecken hängt indessen von der Anzahl der Bestellungen ab. Wir bitten daher um umgehende Mitteilung an unsere Geschäftsstelle, Berlin W 35, Blumeshof 17, wer von unseren Mitgliedern die Absicht hat, eine solche Einbanddecke zu bestellen.

2. Die Buchhandlung K. F. Koehler in Leipzig hat uns eine Kommissionssendung des Werkes »Hoeppner, Deutschlands Krieg in der Luft« zur Verfügung gestellt. Unsere Mitglieder werden gebeten, sich beim Ankauf dieses Buches zuerst an die WGL zu wenden.

3. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Verlagsbuchhändler Richard Karl Schmidt, Berlin W 62, Lutherstr. 14.
Dr. phil. nat. H. Roth, Frankfurt a. M., Gr. Gallusstraße 7.
Stud. ing. Rud. Starke, Dresden, Nürnbergerstr. 28.
Bruno Serno, Charlottenburg, Leonhardtstr. 5.
Bruno Wentscher, Redakteur, Berlin W 62, Courbierestraße 4 bei Möllhausen.
Min.-Rat Hermann Busch, Berlin-Südende, Seestr. 8.
Prof. Siegfried Klefeker, Bibliotheksdirektor, Berlin NW 7, Unter den Linden 74.
Wilh. Baur de Betaz, Berlin W 15, Sächsischestraße 9.
Jarry von Rothkirch und Panten, Schloß Massel, Kr. Trebnitz, Bez. Breslau.
Kfm. Eugen Tritschler jr., Liegnitz, Dovestr. 29.
Kurt v. Nickisch, Liegnitz, Jahmannstr. 6.
cand. mach. Friedrich Nicolaus, Darmstadt, Kasinostr. 12.
Oberreg.-Rat Dr. Erich Melsbach, Berlin-Grunewald, Hohenzollerndamm 86
Fabrikdirektor Hermann Aumer, München, Pettenkoferstr. 23.
Waldemar Hüttmann, Krietern b. Breslau, Met. Observ.
Bankdirektor Gröger, Liegnitz, Dresdener Bank.
cand. mach. Ludwig Hoffmann, Dessau, Zerbstr. 38.
Zivil-Ing. Ernst Scheel, Bremen, Häfen 64.
C. R. Cramér, Kamrer, Göteborg, Gustav Adolfstr. 3.
stud. mach. Reinhold Wagner, Darmstadt, Ballonplatz 10 III.
Ing. Adam Thierauf, Fabrikbes., Hof i. B., Vorstadt 20.
Dipl.-Ing. Werner Schmidt, Dozent für Flugzeugbau am Kyffhäuser Technikum, Frankenhausen a. Kyffh., Minna Handelstr. 150.
Ing. Ernst Törppe, Berlin SW 29, Zossenerstr. 53.
Kfm. Walter Rostin, Charlottenburg V, Holtzendorffstr. 14.
cand. mach. Rudolf Kercher, Darmstadt, Schloßgartenstr. 51 III.
Hermann v. Wilamowitz-Moellendorf, Charlottenburg, Eichenallee 12.
Heinz Scheurlen, Stettin, Birkenallee 19 I.
cand. mach. John Elian, Darmstadt, Orangeriestr. 9.
Ernst Krueger, Gotha, Eisenacherstr. 38.
Otto Julius Merkel, Deutsches Rotes Kreuz, Charlottenburg, Berlinerstr. 137, Cecilienhaus.
Kurt Ebert, Nordhausen, Halleschestr. 3.
Wilhelm Baumbach, Güstrow i. M., Schwerinerstraße 16.
Kfm. Fritz Werner, Breslau 13, Sadowastr. 35.
Dr. W. Huth, Berlin-Dahlem, Bitterstr. 9.
Wilhelm Wüst, Charlottenburg, Niebuhrstr. 58.
cand. mach. Eduard Voigt, Hannover, Gr. Packhofstraße 38 II.
Adolf Heyrowsky, Berlin NW 7, Dorotheenstr. 43.
Kurt Görlich, prakt. Zahnarzt, Breslau 5, Tauentzienplatz 11.
Erich Hallström, Berlin-Wilmersdorf, Helmstedterstr. 15.
Dr. Ernst Barckhausen, Berlin, In den Zelten 19.
cand. mach. Werner Zabel, Heidelberg, Schlierbach.
cand. ing. Joseph Kutin, Charlottenburg, Philippistraße 3 II.
Eberhard Grude, Emden, Olivenstr. 9.
Dr. med. Friedr. Noltenius, Tübingen, Ohrenklinik.
Ottfried v. Dewitz, Potsdam, Neue Königstr. 86.
Karl Lindenberg, Min.-Rat im Reichsschatzministerium, Charlottenburg, Knesebeckstr. 26.
Reg.-Rat Ernst Mendrzyk, Breslau, Güntherstr. 9.
Hermann Kastner, Charlottenburg, Niebuhrstr. 58.
Otto Ernst v. Nostiz, Berlin, Hektorstr. 6.
Kurt Knipfer, Charlottenburg, Windscheidstr. 3.
Hans Herr, Geestemünde, Rheinstr. 81.
Bankier Otto Ehlers, Hildesheim, Humboldtstr. 16.
Kfm. Ortwin v. Schultz, Hannover, Rumannstr. 28.
Tschoeltsch, Dresden-N, Waldschlößchenstr. 8.
A. Hug, Chemnitz, Rochlitzerstr. 21 II.
Dr. G. Kaumann, Berlin-Wilmersdorf, Nikolsburgerstr. 3.

Außerordentliche Mitglieder:

Fick & Menzel, Bootswerft, Herrsching am Ammersee.
Casparwerke m. b. H., Travemünde.

4. Adressenänderungen:

F. Höpken, Dessau, Kaiserplatz 7.
C. A. Fischer, Aero-Union, Sommerstr. 4.
Paul A. Meckel, Remscheid, Direktor der Commerz- und Privatbank, A.-G.
Frhr. v. Freyberg, Wünsdorf.
Paul Hjelt, Flygstaben, Sandhamn, Helsingfors, Finnland.
Stahl, Kassel, Nebelthaustr. 12.
von Dickhuth-Harrach, bei der Gemeinschaft deutscher Automobilfabriken, Hamburg, Alsterdamm 4/5.
Eugen W. E. Siegroth, Cassel, Eulenburgstr. 4.

Der Geschäftsführer:
Krupp.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

ZFM Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G. m. b. H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen ZFM

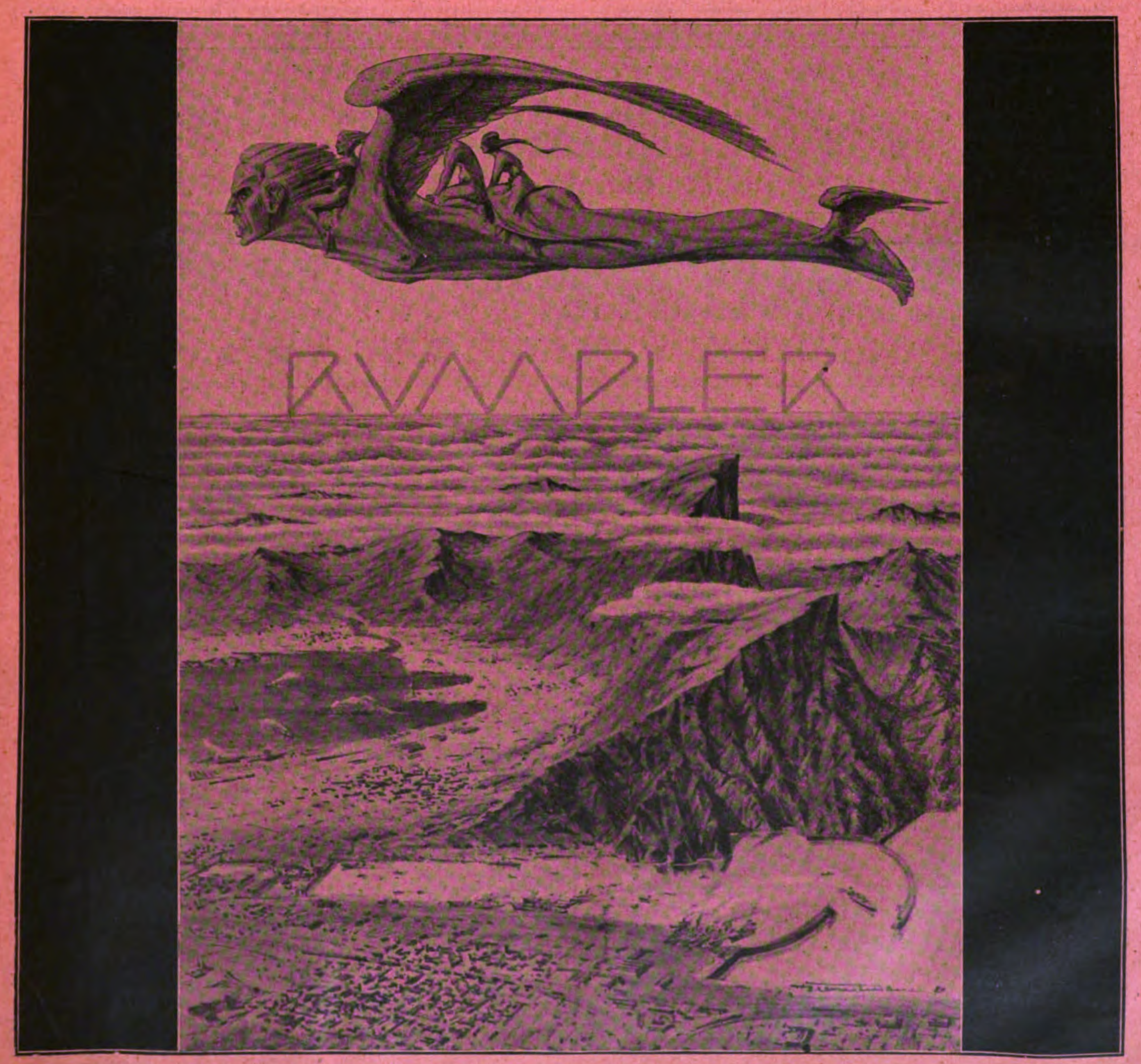
SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen
Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

14. Heft | **31. Juli 1922** | **13. Jahrgang**

INHALT:



Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zum Preise von M. 20.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien Fr. 25.—), England sh. 12.—), Dänemark (Kr. 10.—), Frankreich (Fr. 25.—), Japan (Yen 3.—), Italien (Lire 35.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 7.—), Norwegen (Kr. 11.—), Schweden (Kr. 10.—), Spanien (Pes. 15.—), Schweiz (Fr. 14.—), V. St. A. (Doll. 3.—).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 1.80 für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf 1.20 Pf. für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand**, die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die **Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.**

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

14. Heft | 31. Juli 1922 | 13. Jahrgang

Luftwiderstands-Untersuchungen an Automobil-Modellen.

Mitteilung des Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen.

Von W. Klemperer.

I.

A. Zweck und Gegenstand der Versuche.

Angeregt durch von P. Jaray entwickelte Gedankengänge und Entwürfe, die eine neuartige Formgebung der Automobilkarosserien auf Grund der Erkenntnisse der Strömungslehre unter Berücksichtigung der besonderen durch die Bodennähe bedingten Verhältnisse zum Ziele hatten, wurden anfangs dieses Jahres eine Reihe systematischer Anblasversuche mit Automobilmodellen im großen Windkanal[1]) des Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen ausgeführt. Zweck der Versuche war, zu ermitteln, welcher Leistungsbetrag durch aerodynamisch gute äußere Formgebung bei Automobilen günstigenfalls zu ersparen sein kann. Für den Vergleich standen 6 Modelle zur Verfügung, die im Maßstab 1:10 der natürlichen Größe gehalten und in ziemlich naturgetreuer Weise aus Holz hergestellt waren. Sie entsprachen:

1. einem Wagen normaler Bauart für 6 Personen (22/70 PS, Typ M.-A.), der sowohl mit offener als auch mit geschlossener Karosserie untersucht werden konnte. Offen besaß er eine normale Windschutzscheibe vorn, je ein Reserverad auf den beiden Trittbrettern, aber sonst keine überflüssigen Widerstandskörper (kein Verdeck, keine Gepäckstücke, Gepäckhalter, Trittbrettkasten, keine Hupe, Stadtlaternen, Scheibenträger usw.). Geschlossen hatte er statt der Windschutzscheibe einen vorn seitlich etwas abgeschrägten, hinten normal abgerundeten Aufbau (vgl. Abb. 1 und 4);

2. einem Wagen für 4 Personen (22/70 PS, Typ M.-E.) der ebenfalls sowohl offen als auch geschlossen untersucht werden konnte. Offen besaß er eine normale Windschutzscheibe, fast ganz eingebaute Reserveräder auf dem Wagenkastenhinterteil, sehr flache Kotflügel an den Vorderrädern,

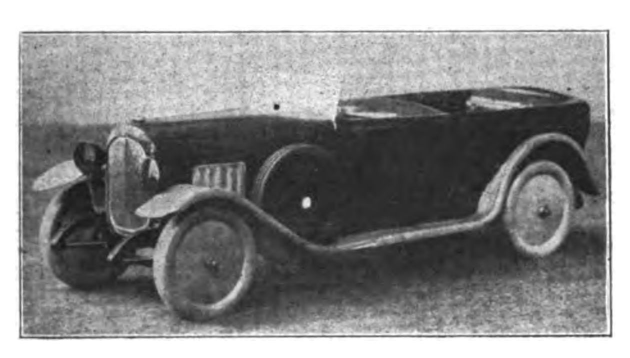


Abb. 1.

eine verkleidete Wagenunterseite bis zum Hinterachsgetriebe und ein abnehmbares zusammengefaltetes Verdeck. Geschlossen zeigte er einen vorn stumpf abgeschrägten, hinten ziemlich scharfkantigen Aufbau (vgl. Abb. 5);

3. einem bootartigen Wagen, der zur Feststellung des Einflusses freistehender Räder geeignet war;

4. einem geschlossenen Wagen für 6 Personen, nach Entwürfen von P. Jaray. Die Form dieses Wagens entsprach einem halben, nicht rotationssymmetrischen Stromlinienkörper, als dessen Symmetrieebene der Erdboden gedacht war;

5. einem Wagen, der sich von dem vorgenannten nur durch etwas schlankeren Aufbau und etwas weniger abgerundeten Kanten unterschied und

6. einem Wagen annähernd gleicher Form für 3 Personen (vgl. Abb. 2, 6 und 7).

[1]) Vgl. Beschreibung dieser Anlage in der ZFM 1921, Heft 2 und 3, Seite 20 und 35.

Die auf die gleiche Spurweite und Motorstärke bezogene Ausführung der unter 1 bis 5 genannten Modelle hatte den Zweck, die Versuchsergebnisse untereinander direkt vergleichen zu können, was um so wichtiger erschien, als bei den sehr

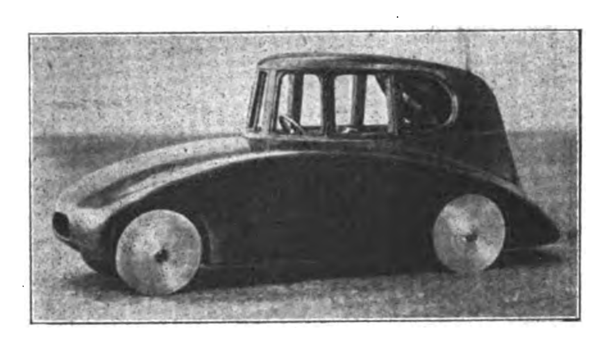


Abb. 2.

verschieden geformten Körpern eine gleichartige Bezugsgröße, die eine Errechnung einer dimensionslosen Zahl zulassen würde, keinen einwandfreien physikalischen Sinn hat.

Um einen gegebenenfalls merkbaren Einfluß einer Kühlerabdeckung festzustellen, wurden die Kühler durch feine Drahtsiebe angedeutet, die Luftwege der Kühlluft durch Aussparungen im Modell vorgesehen und zur jeweiligen Abdeckung der Kühler bzw. Düsen kleine Bleche verwendet. Der kleine Jaray-Wagen (Nr. 6) hatte einen luftgekühlten Motor zur Voraussetzung, weshalb dieses Modell kein Sieb besaß.

B. Anordnung.

Um die Automobilmodelle im Windkanal anblasen und ihren Luftwiderstand unter verschiedenen Bedingungen messen zu können, wurden sie in hierzu geeigneter Weise aufgehängt. Ein Widerstandskörper von der Form eines Automobils, der frei im Luftstrom hängen würde, müßte die Strömung allseitig deformieren. In Wirklichkeit kann jedoch die Strömung in Nachbarschaft des Bodens nur diesem parallel verlaufen. Zur Verwirklichung dieser Forderung im Windkanal bedient man sich bisweilen der Spiegelbildmethode, bei welcher zwei gleiche Modelle symmetrisch zueinander angeordnet werden. Der Einfachheit halber wurde jedoch hierauf verzichtet und zur Nachbildung der Wirkung des Erdbodens eine große Scheidewand in den Luftstrahl eingebaut, in deren unmittelbarer Nähe das Automobilmodell so aufgehängt wurde, als ob es auf dieser Wand fahren würde. Zwar könnte gegen diese Anordnung eingewendet werden, daß die Verhältnisse hierbei vor allem insofern anders als in natura liegen, als der Fahrtwind an der festen Wand in vollem Ausmaße zur Geltung kommt, während er in Wirklichkeit relativ zum Erdboden ruht. Man erhält jedoch bei dieser Anordnung der Spiegelbildmethode trotzdem fast völlig gleichwertige Ergebnisse, was durch anderweitige Versuche[1]) bestätigt wurde. Um die Strömung an der Zwischenwand so gleichmäßig als möglich zu gestalten, wurde diese sorgfältig geebnet, mit Leinwand bespannt und zelloniert. Außerdem wurde die Zwischenwand bis in die Düse, der der Luftstrom entströmt, hineingeführt, und zwar soweit, daß sie noch in das Gebiet erhöhten Druckes hineinreichte. Die Wand wurde vertikal ein wenig außerhalb der Achse des Luftstrahles so angeordnet, daß das Automobilmodell ungefähr in die Mitte desselben zu liegen kam. Oben und unten war die Wand bis über die Grenze des Luftstrahles hinausgeführt und reichte nach hinten bis etwa 2 m hinter das Modell. Dieses selbst war mit seiner Vorderkante ca. 1,65 m hinter dem Düsenrand angeordnet. Der vertikalen Wand entsprechend, wurden die Automobilmodelle seitwärtsliegend aufgehängt, mit den Rädern etwa 2 mm von der Wand abstehend, um parallel zum Boden frei schwingen zu können. Die Aufhängung geht aus den Abb. 4 bis 7 hervor, welche diese und die verschiedenen Modelle

[1]) Durch Prof. Prandtl in Göttingen.

in verschiedenen Ansichten zeigen. Die Modelle waren zur Aufhängung in ihrem vorderen Teil durch einen senkrecht

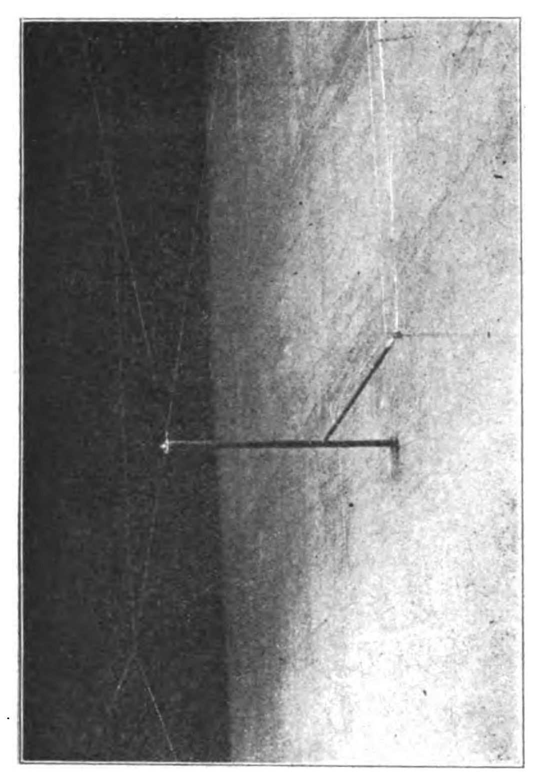


Abb. 3. Aufhängung (nach Abnahme der Blende).

zum Erdboden zu denkenden stromlinienförmig profilierten Stab von 6 mm Breite und 300 mm Länge durchdrungen,

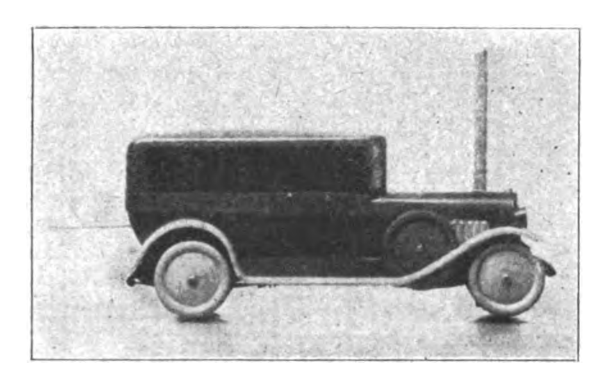


Abb. 4. (Modell Nr. 1.)

dessen Enden je einen Aufhängepunkt abgaben. Ein dritter Aufhängepunkt wurde hinten durch einen dünnen Stab ge-

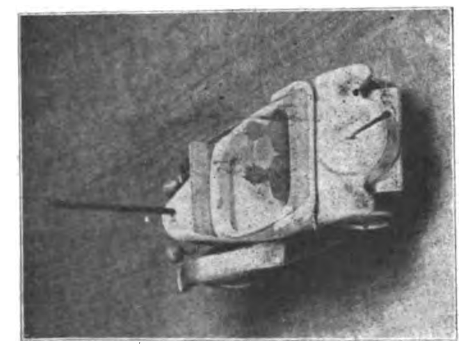


Abb. 5. (Modell Nr. 2.)

schaffen, der aus dem Automobilmodell bis 500 mm hinter die vorderen Aufhängepunkte herausragte. Von dem einen vorderen der Wand zunächst liegenden und dem hinteren Aufhängepunkt führte je ein senkrechter Draht, von dem

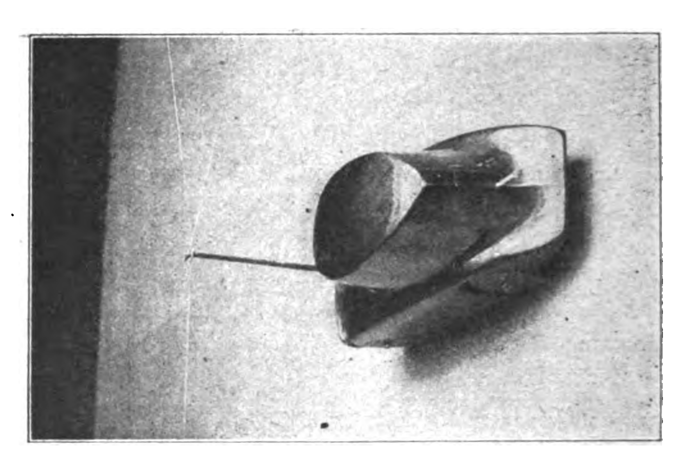


Abb. 6. (Modell Nr. 4.)

anderen vorderen Aufhängepunkt ein quer zum Winde gerichtetes Draht-V nach oben. Diese vier Drähte endigten oben im Wägeraum in gleichhohen Drahtösen der Auftriebswagen und bildeten ein bifilares Aufhängesystem mit Nachgiebigkeit in Richtung des Fahrtwiderstands. Von den beiden vorderen Aufhängepunkten führte je ein liegendes Draht-V nach vorn und hinten zu je einem Knotenpunkt. Von dem vorderen unter 45° nach dem Düsenboden abgespannten führte der Meßdraht zur Widerstandswage, vom hinteren Knotenpunkt ein Spanndraht über eine Rolle zu einem Spanngewicht. Außerdem war der äußere der vorderen Aufhängepunkte nach unten beschwert und der hintere Aufhängepunkt mit langen Drähten seitlich abgespannt. Sämtliche dem vollen Fahrtwind ausgesetzten Drähte hatten eine Stärke von 0,3 mm, mit Ausnahme des zuerst erwähnten, der 0,4 mm dick war. Die Drähte endigten in kleinen Scheibchen mit Bohrungen, welche ein bequemes Auswechseln der Modelle gestatteten.

Die Luftgeschwindigkeit wurde mit einem Pitotrohr (mittels Prandtl-Mikromanometer) an einer Stelle der Düse gemessen, in welcher nach Vorversuchen dieselbe Geschwindigkeit herrschte, wie in der Umgebung des Automobilmodells und die von diesem nicht meßbar beeinflußt wurde.

Vorversuche hatten gezeigt, daß die Strömung längs der Zwischenwand außerordentlich gleichmäßig verlief und die Grenzschicht am Boden in der Umgebung des Automobils so dünn war, daß sie das Meßergebnis nicht beeinträchtigen kann. Es hatte sich gezeigt, daß dort der ganze Geschwindigkeitsabfall infolge Wandreibung sich innerhalb von 15 mm vollzieht. 10 mm von der Wand entfernt betrug dieser Abfall nur mehr ca. 20 vH und 20 mm von der Wand war er nicht mehr zu konstatieren.

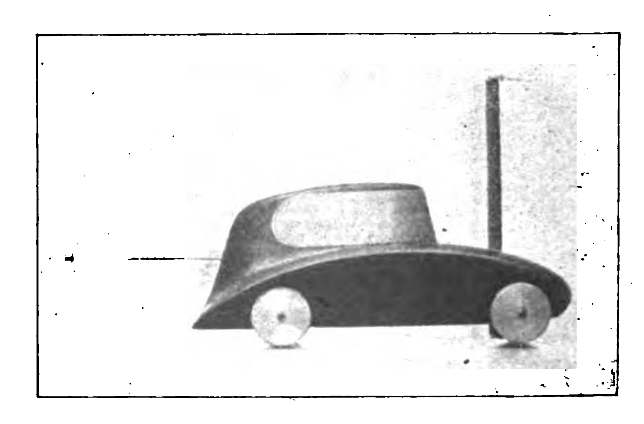


Abb. 7. (Modell Nr. 6.)

Bei der Durchführung der Versuche wurde von Hand mittels elektrischer Fernsteuerung vom Beobachter des Mikro-



manometers ein bestimmter Staudruck eingestellt und nötigenfalls mittels elektrischen Reglers konstant gehalten, währenddessen die Messungen vorgenommen wurden. Der Widerstand der Aufhängedrähte und der übrigen Aufhängeorgane wurde gesondert festgestellt und abgezogen. Zu diesem Zwecke wurde im Anschluß an die Versuche das Modell Nr. 3 durchbohrt, um von der Aufhängung (vgl. Abb. 3) durchdrungen werden zu können, ohne berührt zu werden. Der Wagen wurde dabei starr an der großen Scheidewand befestigt und wirkte als Blende. Die Kurven auf Abb. 8 zeigen das Ergebnis einmal bei offener und einmal bei geschlossener Karosserie. Diese Werte wurden für die Auswertung der Versuche verwendet.

C. Ergebnisse.

Zunächst zeigte sich aus einigen Versuchsreihen mit vielen Meßpunkten innerhalb eines großen Geschwindigkeitsbereichs (von 30 bis 100 mm WS Staudruck), daß eine Abweichung des Widerstandsgesetzes von der Proportionalität mit dem Staudruck im allgemeinen nicht zu erkennen ist, daß vielmehr der Luftwiderstand innerhalb der Meßgenauigkeit vom Quadrat der Fahrtgeschwindigkeit abhängt. Dies zeigt der im wesentlichen horizontale Verlauf der Kurven auf Abb. 9, auf der die sog. Widerstandsfläche als Funktion des Staudrucks — nur als Stichproben für einige der Meßserien und deshalb für Vergleiche untereinander nicht gedacht — aufgetragen ist. Aus

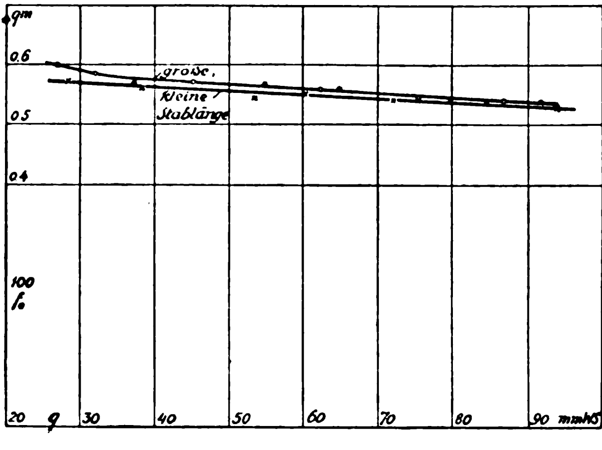


Abb. 8.

diesem Grunde ist es möglich, die Meßergebnisse durch Angabe einer gleichwertigen Widerstandsfläche f wiederzugeben. Als solche wird die Größe einer quadratischen oder kreisrunden Fläche verstanden (mit dem Widerstandskoeffizienten $c = 1$), welche, ohne Luftabfluß senkrecht zu ihrer Ebene bewegt, bei gleicher Geschwindigkeit denselben Luftwiderstand erfährt wie das Automobilmodell. Auf Abb. 10 sind diese Widerstandsflächen für die untersuchten Automobilmodelle aufgetragen, wobei, wie bereits erwähnt, die Wagen 1 bis 5 untereinander direkt vergleichbar sind. Auf den ersten Blick zeigt sich der große Unterschied zwischen den aerodynamisch günstigen und den ungünstigen Formen: während die normalen Wagenbauarten eine Widerstandsfläche von rd. 1,9 m^2 besitzen, hat der große Jaraywagen rd. 0,75 m^2, also etwas mehr als ein Drittel. Des weiteren sieht man, daß geringfügige Änderungen in der Ausrüstung bei den guten Formen sehr viel ausmachen, bei den ungünstigen Formen jedoch nur mehr eine ganz untergeordnete Rolle spielen. Ferner ist von Interesse, daß die geschlossenen Wagen trotz ihrer großen Querschnittsfläche wegen ihrer glatteren Form (Vermeidung großer Öffnungen) nur ebensoviel oder sogar weniger Luftwiderstand besitzen als die offenen Wagen, wenn sie mit Schutzscheiben versehen sind, insbesondere bei Vorhandensein von Fahrgästen. Der M.-E.-Wagen ist um etwa 5 vH günstiger als der M.-A.-Wagen, was auf seine geringeren Querschnittsmaße zurückzuführen ist. Sonderbarerweise wirkt das Weglassen des zurückgeschlagenen Verdecks beim M.-E.-Wagen auf den Widerstand nicht günstig ein. Beim Jaraywagen macht der versenkte Einbau der Laternen schon sehr viel aus und eine nochmalige Verbesserung von 10 vH wurde durch Verkleidung der Räder erzielt.

Der Jaraywagen Nr. 5 zeigt keine bemerkenswerten Unterschiede im Widerstand gegenüber dem Nr. 4. Es ist zu vermuten, daß der günstige Einfluß des schlankeren Aufbaues sich mit dem weniger günstigen der geringer abgerundeten Kanten

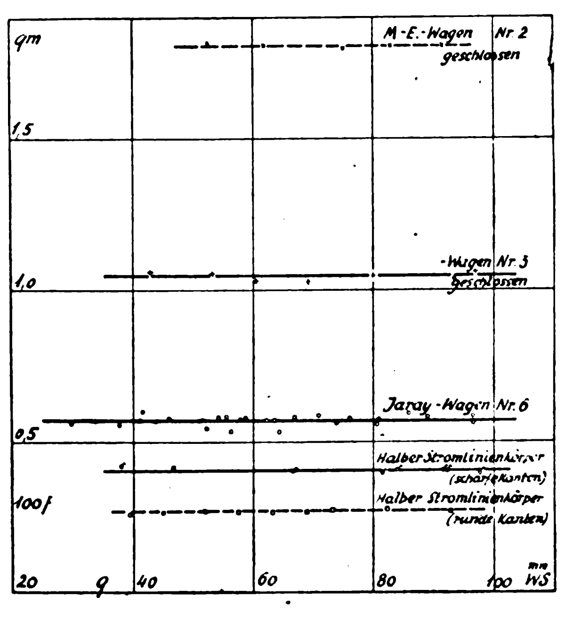


Abb. 9.

ausgleicht. Von beträchtlichem und ungünstigem Einfluß erweist sich die gewöhnliche Form der Scheibenräder gegenüber den beim Jaraywagen vorgesehenen glatten Rädern. Der Unterschied beträgt rd. 10 vH.

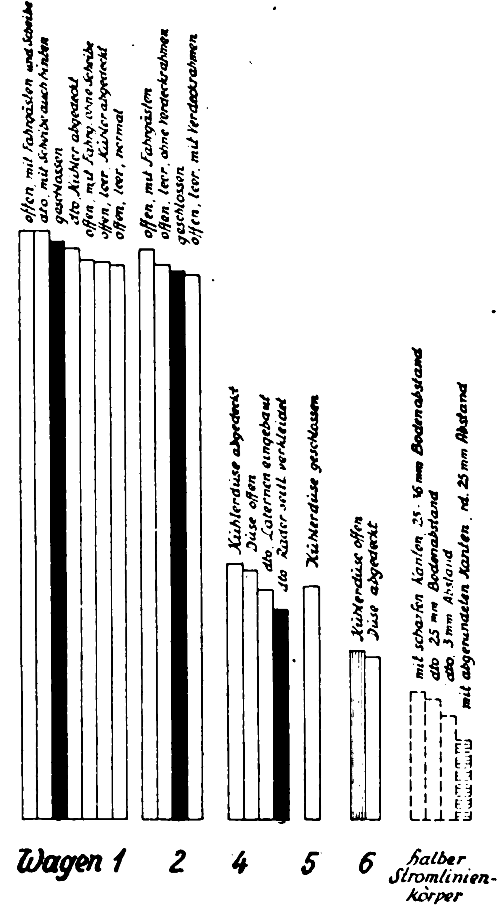


Abb. 10.

Eine Abdeckung des Kühlers äußert sich bei den normalen geschlossenen Wagen günstiger, wenn es auch nur wenig ausmacht, bei den normalen offenen Wagen und bei den Jaraywagen um ein geringes ungünstiger.

Die Widerstandsfläche des kleinen Jaraywagens mit ca. 0,56 bzw. 0,54 m² darf natürlich nicht in Parallele mit den übrigen gestellt werden, da er für geringere Besetzungszahl gedacht ist. Eine Beurteilung seiner Form ist bei Zurückführung auf gleiche Querschnittsmasse möglich, wobei er etwa die gleiche Güte wie die größeren Jaraywagen aufweist.

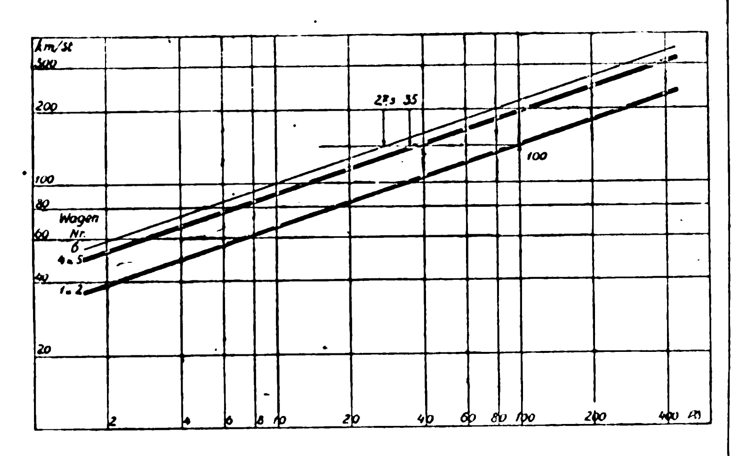


Abb. 11.

In gleicher Weise wie die Luftwiderstände verhalten sich die Leistungsbedarfsziffern der verschiedenen Automobilformen zur Deckung des Luftwiderstandes. Dieser Leistungsbedarf ist der dritten Potenz der Fahrtgeschwindigkeit proportional. Eine Zusammenstellung der Widerstands- und Leistungszahlen gibt die nebenstehende Zahlentafel 1. In logarithmischer Darstellung ist die N-v-Kurve eine 3 : 1 geneigte Gerade; solche Geraden sind in Abb. 11 für die verschiedenen Formen eingezeichnet. Die Ordinaten stellen die Fahrtgeschwindigkeit dar, welche erreicht werden kann, wenn nach Deckung der übrigen Widerstände noch netto soviel PS zur Luftwiderstandsüberwindung bereitgestellt werden, als die Abszisse beträgt. Besonders einfach ist in dieser Darstellung ein Vergleich. Schneidet man das Geradenbündel durch eine horizontale Gerade dort, wo einer der Vergleichswagen 100 PS erfordert, so kann man am Schnitt mit den übrigen Linien sofort den Prozentsatz ablesen, welcher auf diesen betreffenden Vergleichswagen sich bezieht. Beispielsweise beträgt der Nettoverbrauch des Luftwiderstandes

bei	60	80	100	140	200 km/h
beim Jaraywagen (Räder verkleidet)	2,7	6,4	12,4	35	101 PS
bei normaler Bauart geschlossen	7	17,5	34	97	275 PS

Ob die Ergebnisse der Modellversuche auf die Verhältnisse der Praxis ohne weiteres übertragen werden dürfen, ist in Anbetracht der fünf- bis zehnmal größeren Kennzahl nicht ganz sicher. Es ist jedoch anzunehmen, daß der Einfluß des Maßstabs auf alle Typen im wesentlichen ähnlich sein wird. Daher kann als unwahrscheinlich betrachtet werden, daß im großen eine Verschiebung der Vergleichsresultate eintreten könnte.

Eine Beobachtung des Stromverlaufs mittels kleiner Seidenfähnchen zeigte deutlich das große Wirbelgebiet hinter normalen Wagen und hinter deren Schutzscheiben; weitere Wirbel bei diesen haben ihren Ursprung namentlich an den vorderen Schutzblechen und an den vielen einspringenden Ecken wie zwischen Motorverschalung und Kotschützer. An den stromlinienförmigen Wagen ist dagegen nur eine außerordentlich geringe Wirbelbildung zu beobachten.

II.

Die Ergebnisse des I. Teiles dieser Versuche sind auf die Praxis anwendbar im Falle, daß der Fahrtwind nur von der Eigenbewegung des Wagens herrührt. Ist es jedoch windig, so ist für den Luftwiderstand Größe und Richtung der Resultierenden aus Fahrtgeschwindigkeit und Windgeschwindigkeit maßgebend. Bei starkem Seitenwind und mäßiger Fahrtgeschwindigkeit kann der Seitenwinkel der Resultierenden immerhin beträchtliche Werte annehmen. Diese Resultierende

Zahlentafel 1.

Wagen Nr.	Typ	Ausrüstung	Querschnitt 100 F (m²)	Widerstandsfläche 100 f (m²)	Netto-Leistung für Luftwiderstand bei 100 km/h 100 N_{100} (PS)
1	M.-A. offen	Scheibe vorn	2,15	1,835	32,79
		do; Kühler abgedeckt	2,15	1,845	32,97
		Scheibe vorn mit Fahrgästen	2,15	1,95	34,85
		do; auch hinten Schutzscheibe . .	2,15	1,95	34,85
		ganz ohne Scheibe aber m. Fahrgästen	1,79	1,85	33,06
	geschl.	normal	2,99	1,915	34,22
		Kühler abgedeckt . .	2,99	1,89	33,77
2	M.-E. offen	m. Scheibe u. zusammengelegt. Verdeck	2,14	1,80	32,17
		ohne Verdeck . . .	2,14	1,835	32,79
		mit Fahrgästen . . .	2,14	1,885	33,68
	geschl.	normal	2,72	1,81	32,34
4	Jaray (groß, A)	Kühlerdüse offen . .	2,86	0,83	14,83
		Kühlerdüse abgedeckt	2,86	0,85	15,19
		mit versenkt eingebauten Laternen .	2,86	0,765	13,67
		do; Räder seitlich verkleidet	2,86	0,70	12,51
5	Jaray (groß, B)	Kühlerdüse geschlossen	2,80	0,77	13,77
6	Jaray (klein)	Kühlerdüse offen . .	1,87	0,56	10,01
		Kühlerdüse abgedeckt	1,87	0,54	9,65

hat bei den aerodynamisch ungünstigen Formen eine starke Komponente entgegen der Fahrtrichtung. Aerodynamisch günstige Formen können jedoch eine Luftkraft erfahren, welche nicht allzuviel von der Normalen zu ihrer Symmetrieebene zurückweicht, und es kann die paradoxe Erscheinung eintreten, daß der Widerstand in Fahrtrichtung bei gleichem Fahrtwind

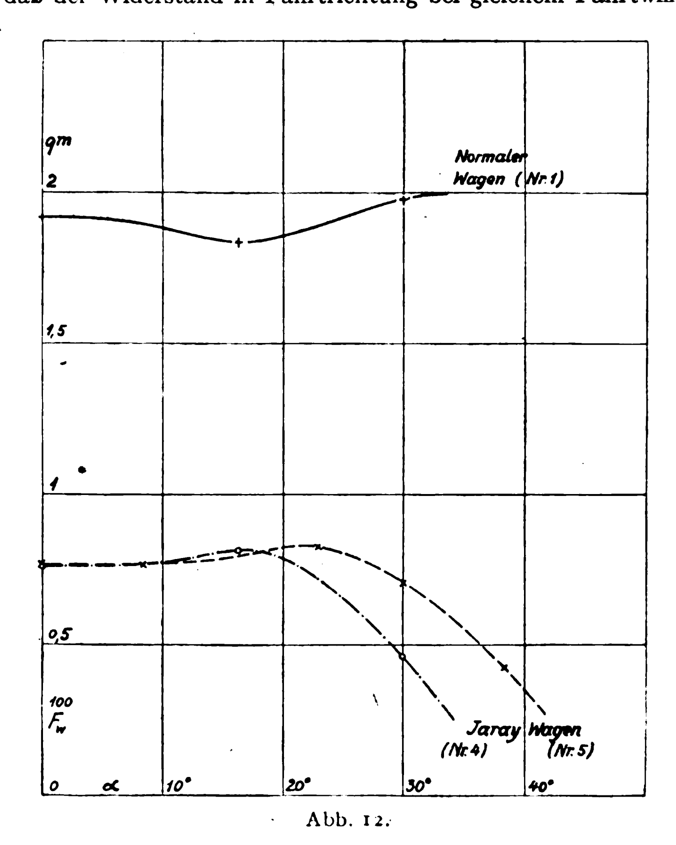


Abb. 12.

mit zunehmender Seitenwindkomponente nicht wächst, sondern fällt. Der Körper des Fahrzeugs wirkt dann wie ein Segel eines hart am Winde fahrenden Segelschiffes.

Je mehr der Wind aus rückwärtigen Quadranten weht, um so mehr verringert sich naturgemäß die fahrthemmende Komponente.



Um den Einfluß des Seitenwindes zu ermitteln, wurden einige der Automobilmodelle bei schräger Aufhängung angeblasen. Da die Widerstandswage nur die Kraft in Blasrichtung mißt, für den Antrieb jedoch die Kraft entgegen der Fortbewegung maßgebend ist, wurde auch die windnormale Komponente des Fahrzeugs in zwei Ebenen mittels Auftriebswagen gemessen. Hieraus ergibt sich der Fahrtwiderstand, welcher in der Theorie der Tragflügel der Tangentialkraft entspricht, nach der Formel:

$$T = W \cos \alpha - A \sin \alpha,$$

worin α den Winkel bedeutet, um welchen die Fahrzeugmodellachse gegen den Luftstrom geneigt war. Zur Ermittlung der Widerstandsfläche mußte natürlich der Widerstand der Drahtaufhängung noch vor der Komponentenbildung abgezogen werden. W bedeutet bereits die Widerstandskraft nach Abzug des für den betreffenden Staudruck maßgebenden Anteils der Aufhängedrähte. Das Ergebnis geht aus Abb. 12 hervor (vgl. auch Zahlentafel 2). Während, wie zu erwarten, bei einem Wagen normaler Bauart sich die Widerstandsfläche über einen großen Winkelbereich (über 30°) nicht nennenswert ändert, eher noch eine ansteigende Tendenz zeigt, beginnt beim Jaraywagen bereits offensichtlich früher ein Abfallen des Widerstands, entsprechend der Segelwirkung. Der Jaraywagen Nr. 4, welcher im Querspant mehr abgerundet ist, zeigt bei 30° bereits einen Abfall auf wenig mehr als die Hälfte des Anfangswertes. Der Jaraywagen Nr. 5 erreicht die Hälfte des Widerstands ohne Seitenwind, zwischen 35 und 40°. Es ist anzunehmen, daß ein Abfallen des Widerstands auch bei den gewöhnlichen Bauarten eintritt, jedoch erst bei viel stärkeren Seitenneigungen der Resultierenden, wie sie eben nur bei Wind aus rückwärtigen Quadranten vorkommt und mit der vorhandenen Einrichtung nicht mehr ohne Umstände zu konstatieren war.

Zahlentafel 2.

Schräglage	normaler geschlossener Wagen M.-A.	Jaraywagen Nr. 4	Jaraywagen Nr. 5
0°	1,915	0,765	0,771
7,5°			0,769
15°	1,833	0,811	
22,5°			0,830
30°	1,975	0,462	0,704
37,5°			0,429

Bei Gegenwind erhöht sich der Vorteil aerodynamisch guter Formen natürlich um so mehr, während bei Rückenwind naturgemäß die Einflüsse des Luftwiderstands verringert werden. Bekanntlich heben sich auf einer Rundstrecke die Einflüsse der verschiedenen Phasen der Windrichtung keineswegs auf, sondern die ungünstigen überwiegen, weil man ihnen länger ausgesetzt ist. In dieser Tatsache ist ebenfalls ein Vorteil der aerodynamisch guten Formen zu erblicken.

III.

Es bleibt nun noch die Frage offen, wie weit durch geeignete Maßnahmen es überhaupt im äußersten Falle möglich sein könnte, den Luftwiderstand eines Fahrzeugs zu verringern, wenn man dieser Forderung Konzessionen macht, welche sich heute technisch und konstruktiv freilich noch nicht verwirklichen lassen.

Bei den aerodynamisch günstigen Formen verursachen die Räder einen sehr beträchtlichen Teil des Luftwiderstands, wenn sie frei stehen. Um den Einfluß der Räder zu studieren, wurde der dafür geeignete Wagen Nr. 3 einmal mit Rädern, einmal ohne Räder, einmal nur mit Vorderrädern und einmal nur mit Hinterrädern gemessen. Das Ergebnis zeigt Abb. 13, in welcher die Widerstandsfläche bei verschiedenen Geschwindigkeiten (Staudrücken) aufgetragen ist. Sie beträgt im Mittel:

	Widerstandsfläche
Mit Rädern	1,05 m²
nur mit Hinterrädern	0,778 »
nur mit Vorderrädern	0,848 »
und ohne Räder	0,580 »

Es machen aus: die Hinterräder 0,198 m², die Vorderräder 0,268 m². Daraus ist zu ersehen, daß sich hier die Widerstände von Vorder- und Hinterrädern einfach addieren, denn die Summe der Widerstandsflächen von radlosem Wagen und Rädern ist 1,046, also ebenso groß wie diejenige des Wagens mit Rädern. Daß die Vorderräder 35 vH mehr ausmachen als die Hinterräder, hat seinen Grund jedenfalls darin, daß sie erstens in einem Gebiet rascherer Strömungsgeschwindigkeit liegen als die hinteren und zweitens, daß die Vorderräder sich

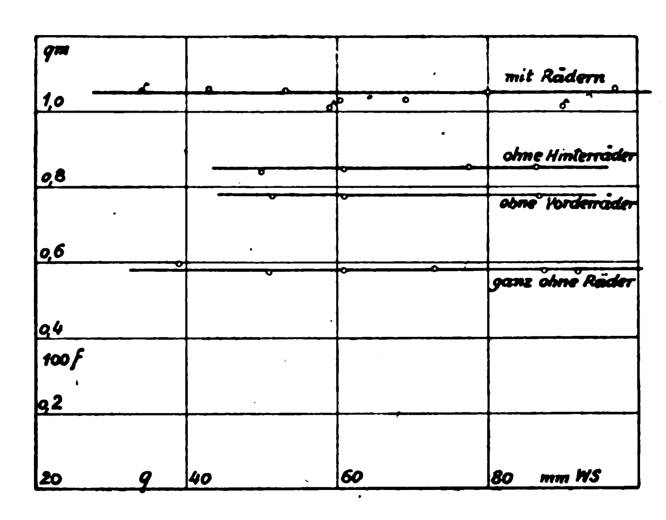


Abb. 13.

nicht dem dort noch beträchtlich divergierenden Verlauf der Stromlinien anschließen können, während im Gebiet der hinteren Räder die Stromlinien auch bei abgenommenen Rädern bereits fast parallel laufen. Diese Verhältnisse konnten mit Seidenfähnchen deutlich nachgewiesen werden.

Für den in der Luft sich bewegenden Körper ist bekanntlich die Form eines spindelförmigen Rotationskörpers diejenige, die den geringsten Luftwiderstand bietet. Mit zunehmender Annäherung zum Boden muß jedoch die diesem zugekehrte Seite immer mehr abgeflacht werden, wenn die Forderung nach geringstem Luftwiderstand aufrechterhalten wird, und bei unmittelbarer Berührung mit einer vollständig glatten Wand würde zweifellos ein halber Stromlinienrotationskörper die günstigste Form darstellen. Diese Gedankengänge waren für die Formgebung der Jaraywagen maßgebend gewesen. Die idealste Gestalt des unmittelbar über dem Boden dahinrollenden Automobils müßte ein solcher Stromlinienkörper sein, dessen untere Fläche, der Bodennähe entsprechend, eine nur geringe Wölbung besitzt. Zur Bestätigung dieser Annahmen wurde der Widerstand eines solchen Körpers ermittelt, welcher ungefähr dieselbe Hauptspantfläche wie der 6-sitzige Jaraywagen hatte (2,99 m²). Die Form dieses Körpers wich von einem halbierten guten stromlinienförmigen Rotationskörper nur dadurch ab, daß er in der Gegend des Hauptspants völliger im Sinne einer Annäherung an eine Rechtecksgestalt mit abgerundeten oberen Ecken ausgebildet war. Die Unterseite war jedoch zunächst vollständig eben und durch scharfe Kanten begrenzt. Der Körper wurde unmittelbar an der Wand (mit 3 mm Abstand) schwingbar befestigt und ergab eine Widerstandsfläche von 0,346 m². Dies ist etwa halb soviel als diejenige des größeren Jaraywagens. Der Widerstandsbeiwert dieses Körpers beträgt demnach $c_w = 0,12$. Freilich war anzunehmen, daß die Günstigkeit dieses Resultates zum Teil darauf zurückzuführen sei, daß der Spalt am Boden so außerordentlich klein gehalten ist, wie er in praxi nicht verwirklicht werden kann. Ein weiterer Versuch bezog sich daher auf denselben Körper, nachdem er von der Wand mit seiner Halbierungsfläche gleichmäßig 25 mm entfernt worden war. Das Ergebnis war in der Tat ein wenig ungünstiger, und zwar betrug die Widerstandsfläche 0,401 m². Seidenfähnchenversuche ließen erkennen, daß hier die untere scharfe Kante keine Stromlinie ist, sondern namentlich hinten umflossen wird; unter dem Körper, im Spalt am Boden divergieren die Stromlinien im hinteren Teile beträchtlich.

Ein Versuch, den Körper ein wenig (1 : 45, Abstand vorn: 25 mm, hinten 36 mm) zu neigen, erwies sich als von geringem, und zwar ungünstigerem Einfluß; Widerstandsfläche hierbei 0,427 m².

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten, auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Ein schweizerischer Wettbewerb für Freiballone 1. bis 4. Klasse wird anläßlich des Gordon-Bennett-Wettfliegens vom schweizerischen Aeroklub organisiert.

1. Entfernungswettbewerb = Fr. 14000 in bar,
2. Landungswettbewerb = 1 Preis in Natur,
3. Rally-Ballonwettbewerb (eine Art Schnitzeljagd. D. Ber.) = 1 Preis in Natur.

Die Wettbewerbe sind offen für Mitglieder der F. A. I. (Information, Paris, 7. 4. 22). **22/25. 13.**

Weltluftverkehr.

Postpaketbeförderung im Luftverkehr Deutschland—Lettland (Berlin—Königsberg—Riga). Vom 6. Juni ab können nach Lettland auch dringende Pakete auf dem Luftwege versandt werden. Höchstgewicht der Sendungen 5 kg, Höchstausdehnung 60 × 60 cm.

Postgebühren.

Paket- und Eilbestellgebühr	dringende Gebühr	Flug-zuschlag
bis 1 kg 2,05 Goldfrank[1])	M. 18	M. 25 je kg,
über 1—5 kg 2,25 Goldfrank	M. 18	M. 25 je kg.

Die Pakete werden sogleich nach Ankunft mit Vorrang vor den übrigen Sendungen verzollt und dann durch Eilboten den Empfängern zugeführt. Die Flugbeförderung nach Riga und die beschleunigte Zollabfertigung gewähren gegenüber der gewöhnlichen Beförderung für Pakete einen erheblichen Zeitgewinn, der auf mindestens 3 Tage zu veranschlagen ist. **22/24. 4.**

Flugplan Amsterdam—London, —Paris.

Amsterdam — London:

		↓		↑		
10.00	2.00	ab	Amsterdam	an	2.00	6.00
10.30	2.30	an	Rotterdam	ab	1.30	5.30
10.45	2.45	ab	Rotterdam	an	1.15	5.15
1.30[2])	5.30[2])	an	London . .	ab	10.00[2])	2.00[2])

Amsterdam — Paris:

	↓		↑	
12.30	ab	Amsterdam	an	4.00
12.50	an	Rotterdam	ab	3.35
1.05	ab	Rotterdam	an	3.20
1.45[2])	an	Brüssel . .	ab	2.00[2])
2.15[2])	ab	Brüssel . .	an	1.30[2])
4.15[2])	an	Paris . . .	ab	11.30[2])

(Nederlandsche Luchtreisgids, 1922.) **22/24. 5.**

Deutschland.

Flugplan-Änderung. Luftverkehr Berlin—Bremen. (22/13. 1).

↓		↑	
8.00	ab Berlin .	an	3.00
11.00	an Bremen	ab	12.00

22/24. 3.

Luftverkehr Hamburg—Westerland.

(Werktäglich)

[3])	[4])		[4])	[3])
	12^{00}	Dresden .	5^{30}	
6^{00}	1^{30}	Berlin . .	4^{00}	7^{15}
9^{00}	3^{45}	Hamburg . ↑	1^{00}	5^{15}
10^{45}	5^{30}	↓ Westerland	10^{45}	3^{15}

[1]) 1 Goldfrank z. Zt. = M. 56.
[2]) Greenwichzeit, sonst Amsterdamer Sommerzeit.
[3]) Ab 21. Juni 1922.
[4]) Ab 1. Juli 1922.

Luftverkehr Bremen—Wangerooge.

(Werktäglich)

	↓		↑
8^{00}	Bremen . .		6^{30}
9^{00}	Wangerooge		5^{30}

Ab 21. Juni 1922.

Zum Postverkehr auf den Bäderlinien sind wie bei den sonstigen deutschen Luftverkehrsstrecken gewöhnliche und eingeschriebene Briefsendungen aller Art, Päckchen, dringende Pakete und Zeitungen zu den üblichen Gebühren zugelassen.

Der geplante Luftverkehr Bremen—Norderney wird zurzeit nicht aufgenommen. **22/25. 2.**

Statistik der Postflüge des Rumpler-Luftverkehrs auf der Strecke Augsburg—München—Fürth/Nürnberg—Leipzig—Berlin im Monat Juni 1922.

Flug-Strecke	Anz. d. vorgesehenen Flüge	Planmäßige km	Geflogene km	Anz. d. Passagiere	Beförderte Post kg	Zuverlässigkeit in vH	Unfälle
Berlin Leipzig	25	3750	3750	35	25	100	
Leipzig Berlin	25	3750	3750	28	20	100	
Augsburg München Fürth/Nbg.	25	5250	5040	81	15	96	
Fürth/Nbg. Leipzig	25	5750	5060	26	18	88	
Leipzig Fürth/Nbg.	25	5750	4930	36	20	86	
Fürth/Nbg. München Augsburg	25	5250	4830	74	17	92	
Insgesamt:				280			

Die Junistatistik des Rumpler-Luftverkehrs zeigt dasselbe Bild der Zuverlässigkeit des Luftverkehrs wie im vorigen Jahre. Der Luftverkehr hat das Zutrauen des Publikums in solchem Maße gewonnen, daß fast sämtliche Plätze auch bei schlechtem Wetter besetzt sind.

Italien.

Das kleine halbstarre italienische Luftschiff und seine Verwendung in den Kolonien werden in der »Illustrazione Coloniale« beschrieben. Das Fahrzeug (Bauart S. C. A.) vereinigt alle Eigenschaften größerer und teurerer Luftschiffe, hat aber nur 1520 m³ Inhalt. Länge 39,30 m, Höhe 14 m, Breite 10 m, mittlerer Durchmesser 8,5 m. Die Besatzung beträgt 3 Mann, Steighöhe 2500 m, Flugbereich 20 h bei 60 km/h oder 10 h bei 80 km/h. Die Antriebskraft liefern 2 Anzani-Motoren mit je 40 PS. Der Wasserstoffverbrauch beträgt 20 m³ täglich, der Materialverbrauch 220 g Benzin und 25 g Öl je Flug-km. Die Gesamtherstellungskosten belaufen sich beim Serienbau auf etwa 200000 Lire.

Das Fahrzeug ist besonders für den Kolonialdienst geeignet zum Verkehr zwischen entlegenen Orten mit den Zivilisationszentren. Seine Vorteile liegen darin, daß keine große Halle zur Hausung erforderlich ist, daß ein kleiner Landeplatz und nur eine kleine Hilfsmannschaft von vier Mann beim Landen und von zwei Mann beim Starten genügen. Für die militärische Überwachung großer Kolonialstrecken ist das Luftschiff von besonderem Wert. (Illustrazione Coloniale, Mailand, 1. 4. 22). **22/25. 11.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Brennstoffe. Wassermengen in Benzin und ihre Herkunft (Determination of water in gasoline as received to atmosphere, the humid atmosphere and saturated with water). — Materialabteilung der U. S.-Heeresversuchsanstalt für Luftfahrt, Militärluftfahrtnachrichten (Air Service Information Circular) Bd. 4, Nr. 380, 15. März 1922, S. 1/5 (2½ Sp., 1 Zahlentaf., 1 Schaub.).

Anscheinend infolge Wasserbeimengung im Benzin bilden sich im Vergaser Ablagerungen (meist Aluminiumoxyd, Al_2O_3) und Korrosionserscheinungen, besonders bei nicht ständigem Gebrauch, aus. Feststellung der Wasserbeimengungen mit Hilfe von Chlorkalzium-Trockentr..mmen ergab, daß gewöhnliches, geliefertes Benzin nur einen Gewichtsanteil von 0,006 vH an Wasser besitzt und daß die Luftfeuchtigkeit selbst bei 96 vH Sättigung die Wasserbeimengung kaum erhöht. Der geringfügige Wasserinhalt des Benzins kann daher schwerlich die Korrosionserscheinungen und die Ablagerungen im Vergaser erklären. W. **22/25. 15.**

Flugerfahrung. Arten des Fliegenlernens (Methods of Aeroplane Flying Instruction). — C. F. A. Portal, Vortrag vor der engl. Kgl. Gesellschaft für Luftfahrt, The Aeronautical Journal, Bd. 26, Nr. 137, Mai 1922, S. 177/190 (13 S., o. Abb.).

Seit 1916/17 wird in England auf Avro-504 K-Doppeldeckern mit Doppelsteuerung derart geschult, daß der Lehrer mit dem hintensitzenden Schüler durch Fernsprecher verbunden ist, in sicherer Höhe die Steuerung von vornherein dem Schüler freigibt, Steuerfehler möglichst nur mündlich mitteilt und durch den Schüler selbst berichtigen läßt. In kurzen, etwa halbstündigen Schulflügen wird dann zunächst der Geradeausflug geübt, später Kurvenfliegen, Gleiten und Kunstflug, während Starten und Landen erst zum Schluß unter unmittelbarer Steuerberichtigung seitens des Lehrers geübt wird. Durchschnittliche Schulzeit bis zum ersten Alleinfluge 15,5 Flugstunden, wenn der Schüler schon vorher häufig mitgeflogen ist, nur rd. 11 Stunden. Die größte Gefahr beim Schulbetrieb bilden Notlandungen; Kenntnisse aus der Theorie des Fluges erleichtern das Fliegenlernen.

Aussprache. W. S. Bracker: Die moderne englische Ausbildung nach Smith-Barry hat sich ausgezeichnet bewährt. A. V. Roe: Das Landen sollte zuerst geübt werden. Der Schüler müßte zuerst »Sprünge« machen, um dann erst richtig zu fliegen. A. P. Thurston unterscheidet instinktives Fliegen vom bewußten Fliegen. Man sollte zuerst dem Flugschüler zeigen, wie das Flugzeug aus dem Trudeln herausgebracht wird. Ferner muß er an Motorstörungen gewöhnt werden und lernen, wie man ihre Ursache im Fluge feststellen und gegebenenfalls beheben kann. Schwanzlandungen sind am schwierigsten zu erlernen. Balfour: Flache Kurven von 45° Neigung schwieriger als steile, daher letztere vorteilhaft vorher zu üben. W. **22/24. 22.**

Flugzeugbau. Carolin-Verstellflügel mit veränderlicher Tragfläche (Bauvorschlag). — Aviation, Bd. 12, Nr. 3, 16. Jan. 1922, S. 77 (1 Sp., 3 Skizz.).

Normale verspannte Doppeldecker-Tragzelle, deren äußeres Stielpaar mit den äußeren Flügelteilen dicht an das innere Stielpaar so eingezogen werden kann, daß sich der Außenteil des Unterflügels in einem Schlitz auf dem festen Unterflügelteil und der Außenteil des Oberflügels in einem Schlitz am Oberflügel verschiebt. Querruder außen am Außenstielpaar. W. **22/25. 16.**

Flugzeugbau. Tätigkeit der U. S. Heeres-Versuchsanstalt während 1921 (Work of McCook Field in 1921). — T. H. Bane, Aviation, Bd. 12, Nr. 2, 9. Jan. 1922, S. 41/42 (3 Sp., o. Abb.).

Motorbau: Der 700 PS-»W«-Flugmotor hat die 50 h-Dauerprüfung bestanden. Eine kleine Anzahl Motoren fertiggestellt und jetzt in Erprobung. Motor bei mehreren Flugzeugentwürfen verwendet; ein Flugzeug dafür schon fertig (S. U.). Der 1000 PS-Motor ist jetzt im Bau. Verville hat in Zusammenarbeit mit der Motorenabteilung einen aussichtsreichen Jagdeinsitzer mit 300 PS-Packard geschaffen.

Metallflugzeuge: Laddon hat bei der Anstalt das CO-1-Duralumin-Flugzeug (Zweisitzer für Aufklärung. D. Ber.), herausgebracht, das seine Festigkeitsprüfung, von kleineren Anständen abgesehen, bestanden hat. Flugprüfungen dieses ersten amerikanischen Duraluminflugzeuges in Kürze zu erwarten.

Neue Flugzeuge: Roche vollendete den Bau eines Schulflugzeuges, Muster TW mit Sechszylinder-Liberty-Motor, das Maßnahmen zur Vermeidung von schweren Stürzen beim Schulen bietet.

Roche-CO-2-Aufklärungsflugzeug aus Stahlrohr mit Liberty-Motor im Entwurf fertig, wird jetzt gebaut.

Loening-Eindecker scheint ein vielversprechendes Jagdflugzeug zu sein. Kleinere Bestellungen werden demnächst erteilt.

Gepanzertes Jagdflugzeug mit 300 PS-Wright-Geschützmotor hat Festigkeitsprüfung bestanden und verspricht einen Erfolg. Entwurf durch Baugruppe Laddon, gebaut von der Aeromarine-Co.

Loening-Jagddoppeldecker mit 350 PS-Wright-Sternmotor mit Luftkühlung wird gegenwärtig einer Festigkeitsprüfung unterzogen.

Gallaudet-Tagesbombenflugzeug mit 700-PS-»W«-Motor (s. o.). ein Metallflugzeug, wird demnächst sandbelastet. W. **22/25. 17.**

Flugzeugberechnung. Leistungsprüfung von Flugzeugen (Performance Testing of Aircraft). — T. M. Barlow, Vortrag vor der Flugtechnischen Vereinigung an der Cambridge-Universität am 8. Febr. 1922, The Aeronautical Journal, Bd. 26, Nr. 137, Mai 1922, S. 152/176 (25 S., 11 Schaub., 2 Skizz., 5 Lichtb.).

Einheits-Luftdichte. In England nach Mittelwerten meteorologischer Beobachtungen eine dem Klima von East Suffolk (Martlesham Heath) entsprechende Einheits-Atmosphäre mit geradliniger Temperaturabnahme bis zu 3,35 km Höhe, darüber isothermischen Luftverhältnissen festgelegt. Am Boden 15° C. und 760 mm QS, Luftdichte 1,225 kg/m³. Die vereinfachende Annahme, daß das Motordrehmoment proportional der Luftdichte abnimmt, hat bei Versuchsflügen in verschiedenen Jahreszeiten nach Zurückführen auf die Einheitsluftdichte keine nennenswerten Abweichungen ergeben. Luftdruckermittlung mit Höhenmesser oder Höhenschreiber, Temperaturmessung durch geeignet angeordnete Thermometer. Geschwindigkeits- und Steigleistungen werden immer auf Einheits-Luftdichte bezogen. Höhen- und Steiggeschwindigkeitsmessung mit Höhenmesser und Stoppuhr bzw. Höhenschreiber. Geschwindigkeitsfeststellung durch Auswerten von Staudruckmessungen.

Leistungsprüfung. Gewichtsfeststellung zerfällt in:

a) Leergewicht (ohne Betriebsstoffe, Insassen, Dienstlast, wie Bombenlagerung, F. T.-Einrichtung usw., aber mit Kühlwasser),

b) Gewicht mit Betriebsstoffen,

c) Fluggewicht mit Dienstlast.

Schwerpunktsbestimmung durch Ermittlung von Rad- und Spornlast in zwei verschiedenen Rumpflagen. Geschwindigkeitsermittlung durch Abstoppen über einer Meßstrecke unter Ausschaltung des Windeinflusses mit elektrischen Zeitnehmergerät oder Bildkammerverfahren. Geschwindigkeitsbestimmung mit Staudruckschreiber und Statoskop verläßlich. Start- und Landungsmessungen durch Überfliegen von Tuchsperren oder Ballonsperren und Messen der Flugzeughöhe. Verfahren auch für Seeflugzeuge verwendbar, gibt aber nicht die gleiche Genauigkeit. W. **22/24. 25.**

Flugzeugbeschreibung. Caudron C 67-Sportdoppeldecker. — L'Aéronautique, Bd. 4, Nr. 36, Mai 1922, S. 119, 167 und 169 (2 Lichtb., ½ Sp.).

Normaler, einstieliger, verspannter Rumpfdoppeldecker mit elastischen Flügeln und Querrudern (letztere anscheinend nur im Oberflügel. D. Ber.). Einsitzer. Senkrecht stehende Flügelstiele und Baldachinstreben. Geringe V-Stellung im Unterflügel. Normales Leitwerk. Vierkantiger, nach vorn spitz zulaufender Rumpf mit nahezu ganz freiliegendem Motor. Normales Fahrgestell mit verkleideten Rädern. Das gleiche Flugzeug wird als Zweisitzer mit einem Sechszylinder-Anzani-Stern-Motor von 35 PS (90 mm Bohrung und 120 mm Hub) ausgerüstet. Der Einsitzer ist kunstflugtauglich.

Motor (des Einsitzers) Dreizylinder-Anzani-Y	25	PS
Spannweite in beiden Flügeln	7,0	m
Länge	5,8	m
Höhe	2,4	m
Tragfläche	16	m²
Leergewicht	210	kg
Betriebsstoffe	34	kg
Insasse	80	kg
Fluggewicht	324	kg
Flächenbelastung	20,2	kg/m²
Leistungsbelastung (25 PS)	12,9	kg/PS
Spannweite der Räder	1,40	m

W. **22/27/28. 18.**

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Berlin W 35, Blumeshof 17 pt. Telephon: Lützow 6508.
Postscheckkonto: Berlin 228 44.

1. **Erhöhung der Mitgliederbeiträge.** Laut Beschluß der XI. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung in Bremen ist der Mitgliedsbeitrag wie folgt festgelegt:

I. für ordentliche Mitglieder auf . . . M. 300
und für solche, die das 30. Lebensjahr noch nicht vollendet haben auf . . . » 100

II. für außerordentliche Mitglieder auf . » 2000

III. Der Vorstand wird ermächtigt, auf Antrag in Ausnahmefällen die Beiträge der ordentlichen Mitglieder auf M. 100 und der außerordentlichen Mitglieder auf M. 500 zu ermäßigen.

Ordentliche Mitglieder können durch einmalige Zahlung von M. 5000 die lebenslängliche Mitgliedschaft, außerordentliche durch Zahlung von M. 30000 die Mitgliedschaft auf 30 Jahre erwerben.

Die Erhöhung dieser einmaligen Zahlung tritt sofort in Kraft.

Für das Jahr 1922 wird eine Umlage erhoben:

a) von den ordentlichen Mitgliedern in Höhe von . . . . M. 200
und von denjenigen, für welche eine Ermäßigung des Beitrages vorgesehen ist, in Höhe von . . . . » 50

b) von den außerordentlichen Mitgliedern in Höhe von . . . . . . » 400
bzw. . . . . » 300
für diejenigen, für welche eine Ermäßigung eintreten kann.

2. **Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1922.** Beim Meldeschluß für den Rhön-Segelflug-Wettbewerb lagen 45 Meldungen vor. Nachmeldungen sind noch bis zum 30. Juli mittags 12 Uhr zulässig. Im vorigen Jahr war die Gesamtzahl einschließlich Nachmeldungen 45.

Für die Unterkunft der zahlreichen Flugzeuge, der Führer und ihrer Gehilfen entsteht ein Lager auf der Wasserkuppe, dessen Aufbau rüstig fortschreitet und das am 1. August benutzbar sein wird. Der Wirtschaftsbetrieb ist jetzt schon eröffnet.

Während des Wettbewerbes wird eine Kraftpostlinie von Gersfeld nach der Wasserkuppe eingerichtet.

3. Es ist beabsichtigt, für die im Jahre 1921 erschienenen Beihefte der WGL eine Einbanddecke beim Verlag Oldenbourg herzustellen. Die Herstellung und ebenso auch der Preis der Einbanddecken hängt indessen von der Anzahl der Bestellungen ab. Wir bitten daher um umgehende Mitteilung an unsere Geschäftsstelle, Berlin W 35, Blumeshof 17, wer von unseren Mitgliedern die Absicht hat, eine solche Einbanddecke zu bestellen.

4. Die Buchhandlung K. F. Koehler in Leipzig hat uns eine Kommissionssendung des Werkes »Hoeppner, Deutschlands Krieg in der Luft« zur Verfügung gestellt. Unsere Mitglieder werden gebeten, sich beim Ankauf dieses Buches zuerst an die WGL zu wenden.

5. Für die Wintermonate 1922/23 ist allmonatlich ein Sprechabend geplant. Wir bitten um recht baldige und zahlreiche Anmeldungen zu Vorträgen hierzu.

6. Im Monat Juli ist das Beiheft 7 (Berichte und Abhandlungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt) den Mitgliedern der Gesellschaft **kostenlos** zugesandt worden. Inhalt: »Verfahren zur Vorberechnung der Selbstkosten in Luftverkehrsbetrieben und Charakterisierung anteiliger Einflüsse. Von E. Offermann;

Faktoren, welche die Rentabilität eines Flugverkehrs bedingen unter besonderer Berücksichtigung der Fluggeschwindigkeit. Von Richard Vogt;

Selbstkosten und Rentabilität im gewerbsmäßigen Luftverkehr von Hermann Döring.«

7. **Adressenänderungen:**
Hans Hesse, Cöln, Gerionsstieg 17.
Dipl.-Ing. Holtmann, Oppeln, Hippelstr. 8, bei Okon.

Der Geschäftsführer:
Krupp.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt



Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G. m. b. H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

ZFM

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

15. Heft | **14. August 1922** | **13. Jahrgang**

INHALT:

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zum Preise von M. 20.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien Fr. 25.—), England sh. 12.—), Dänemark (Kr. 10.—), Frankreich (Fr. 25.—), Japan (Yen 3.—), Italien (Lire 35.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 7.—), Norwegen (Kr. 11.—), Schweden (Kr. 10.—), Spanien (Pes. 15.—), Schweiz (Fr. 14.—), V. St. A. (Doll. 3.—).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 1.80 für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf 1.20 Pf. für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand**, die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

15. Heft | 14. August 1922 | 13. Jahrgang



Zum 9. August: Die Rhinower Berge nördlich von Rathenow, in denen Otto Lilienthal den Tod fand.

Zum 9. August 1922.

Von A. Baeumker.

Zum 26. Male jährt sich der Tag, wo mit Otto Lilienthal der erste Meister menschlicher Fliegekunst sein Leben für die Eroberung der Luft ließ. Sportbegeisterte deutsche Jugend, welche nach dem Kriege in der Rhön den Wegen dieses ersten Vorbildes erneut nachging, legte zur Ehrung dieses Toten den Beginn ihres jährlichen Wettbewerbes auf diesen Tag. So wurde er ein Gedenktag.

Das neu aufgegriffene, uralte Ziel des Segelfluges hat mit den Bestrebungen der jüngeren Fliegergeneration fördernd auf unsere Luftfahrt eingewirkt. Abseits von einem unfruchtbaren Vereinsleben als Selbstzweck sind praktische Ziele entwickelt worden. Durch die Gemeinsamkeit des Willens wurden Breschen in die erkünstelten Schranken vereinsmäßiger Zergliederung unserer Luftfahrt gelegt.

Ein Beispiel sei hierfür nur kurz erwähnt: Durch eine Anregung des Berliner Vereins für Luftschiffahrt bildete sich dort die »Berliner Arbeitsgemeinschaft für den motorlosen Segelflug«, ein Ausschuß zur Förderung der Segelflüge im Bereiche Berlins. Ihm traten außer diesen Vereinen der »Aero-Club von Deutschland« für seine Berliner Mitglieder, ferner der »Berliner Flugsport-Verein«, die »Flugwissenschaftliche Vereinigung der Technischen Hochschule Charlottenburg« und der »Berliner Modell- und Segelflugverein« bei. Auch die »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt« stellte durch in Berlin ansässige Mitglieder ihre Unterstützung in wissenschaftlichen Fragen zur Verfügung. Aufgabe der Arbeitsgemeinschaft ist die Verfolgung aller zur Förderung des örtlichen Segelfluges gemeinsamen Interessen, wie Propagierung des Sportfluggedankens, Ausbau eines gemeinsamen Sportfluggeländes, Zusammenlegung von Bahntransporten zwecks Verbilligung, Beratung und Auskunftserteilung in Fragen der Wissenschaft und Praxis auf dem Gebiete des Segelfluges usw.

Durch diesen Zusammenschluß wird der Wirkungsgrad der Arbeiten der verschiedenen Verbände erhöht, ohne daß die notwendige Eigenart der einzelnen Organisationen hierdurch angetastet wird.

Möge auch anderwärts der Gedanke an ein gemeinsames Ziel die Zusammenfassung der großen Kräfte fördern!

So ehren wir unsere großen Toten!

Neuere Flugzeuge der Segelflugzeugwerke G. m. b. H., Baden-Baden.

Von F. Wenk.

Die Segelflugzeugwerke G. m. b. H., Baden-Baden, haben ihre Arbeiten seit dem letzten Rhönwettbewerb unermüdlich fortgesetzt und ausgedehnt.

Der Versuch, im September vorigen Jahres eine Segelflugschule zu betreiben, war so erfolgreich, daß er dazu ermutigte, zunächst besondere Typen von Schulflugzeugen zu schaffen. Zu diesem Zweck wurde ein abgestrebter Parasoleindecker (Abb. 1) mit offenem Sitz und stärkster Bauart ausgeführt, ohne Rücksicht auf Luftwiderstandersparnis. Trotzdem war der Gleitwinkel noch zu gut, und das machte die Maschine im Verein mit der unvermeidlich hohen Flächenbelastung nur als Segelflugschulmaschine für ausgebildete Motorflieger geeignet. Das Flugzeug hatte bei 100 kg Eigengewicht 16 m² Fläche, 10,5 m Spannweite, 1,08 m Höhe, 4,05 m Länge.

Es wurde nun ein Doppeldecker (Abb. 2) herausgebracht mit steilerem Gleitwinkel und geringeren Geschwindigkeiten, jedoch mit hoher Stabilität und Trägheit. Da dieses Flugzeug sich billig und leicht herstellen und ausbessern läßt, ist es ein ausgezeichnetes Schulflugzeug für Anfänger. Die Kenngrößen des Flugzeuges sind: 60 kg Eigengewicht, 20 m² Tragfläche, 8 m Spannweite, 2 m Höhe, 5 m Länge. Diese beiden Flugzeuge haben zahlreiche Flüge bei Windstärken bis 12 m/s hinter sich, darunter einen schönen Kurvenflug des Eindeckers von der Wasserkuppe bis Rodholz.

Ein der Praxis noch weiter angepaßter Schuldoppeldecker ist gegenwärtig im Bau. Neben diesen Arbeiten wurde das Segelflugproblem nicht vernachlässigt. Um den Nachweis für die einwandfreie Höhensteuerung des Weltenseglersystems zu erbringen, wurde unter Verwendung der alten Tragflügel vom Jahre 1920 ein Flugzeug (Abb. 3) gebaut, mit etwas geringerer Spannweite als im Vorjahre und mit Steuer-

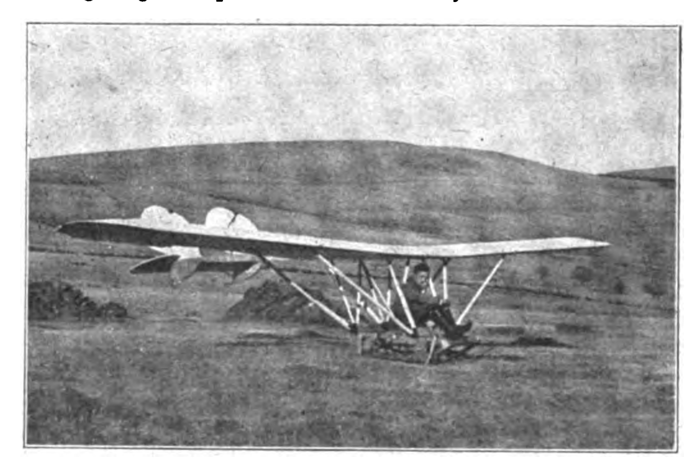


Abb. 1. Parasol-Eindecker »Roland Festung«.

klappen in den sogenannten Steuerdecks als Ersatz für die Verwindung. Mit diesem Flugzeug wurde u. a. ein Flug bei böigstem Wind von 10 bis 14 m/s gemacht, und weiterhin durch Abfangen nach einem Sturzflug aus 30 m Höhe klar bewiesen, daß Festigkeit der Tragflügel und die aerodynamische Steuerwirkung absolut genügend war. Das Flugzeug besitzt

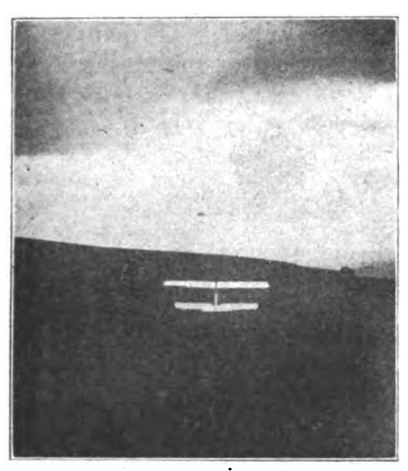



Abb. 2. Hangpolierer »Frohe Welt«.

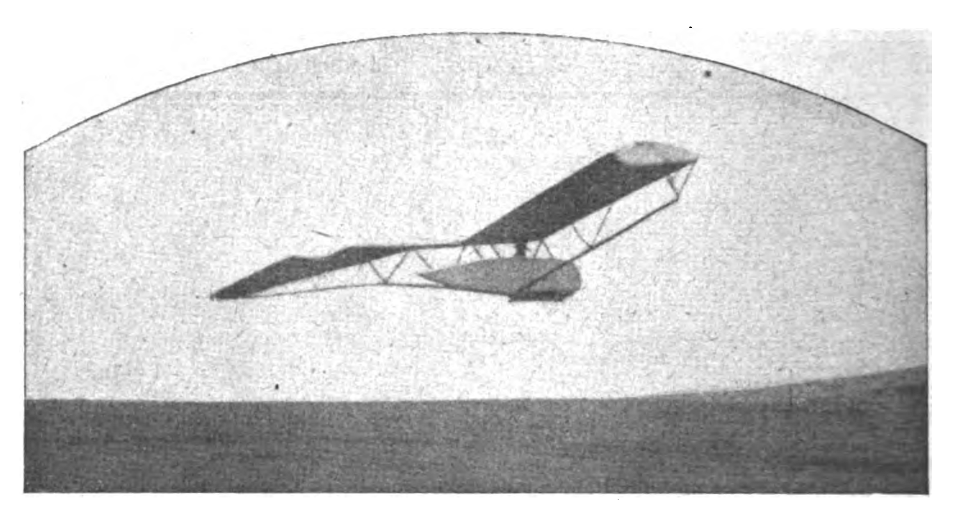


Abb. 3. »Weltensegler Feldberg aufgemuntert«.

bei 80 kg Eigengewicht 18 m² Tragfläche, 14,5 m Spannweite, 3,5 m Länge, 1,9 m Höhe.

Nach Beendigung dieser Versuche wurde der inzwischen vorbereitete Bau eines Segelflugzeuges begonnen, welches für den diesjährigen Wettbewerb bestimmt ist. Es ist ein fast freitragender Eindecker (Abb. 4) mit einem Flügelbau, welcher infolge einer besonderen Auftriebsverteilung das Seitenverhältnis 1 : 12 ermöglicht. Es wurden hierbei die Erfahrungen mit einem bereits im vorigen Jahre begonnenen Versuchsbau benutzt. Der Gedanke, die statischen Möglichkeiten des Flügelbaues durch Anwendung neuer aerodynamischer Formen zu erweitern, soll hierdurch wohl zum ersten Male in die Praxis umgesetzt werden. Die Windkanalmessung des vollständigen Modells ergab Gleitzahlen über 20 und $\frac{c_w^3}{c_a^2}$ über 320. Werden diese Eigenschaften erreicht, so dürfte im Verein mit sehr geringen Trägheitsmomenten besonders um die Querachse die Maschine auch bei relativ hoher Flächenbelastung zu einem guten

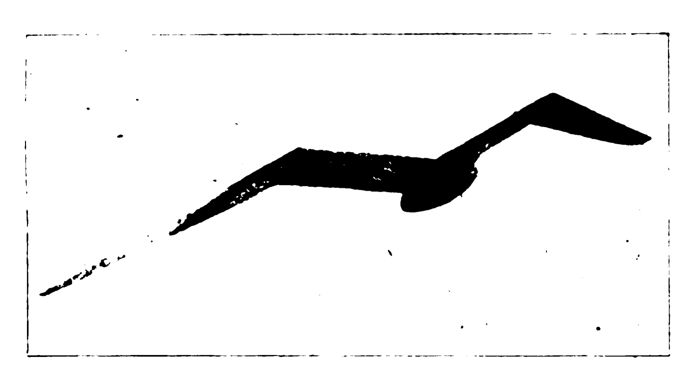


Abb. 4. Freitragender Weltensegler Baden-Baden-Stolz.

Segelflugzeug werden. Die sonstigen Daten des Flugzeuges sind: 100 kg Eigengewicht, 16 m² Fläche, 14,50 m Spannweite, 3,5 m Länge, 1 m Höhe. Die Segelflugzeugwerke glauben mit diesen Arbeiten dem Segelflugsport erfolgreich gedient zu haben.

Segelflüge im Erzgebirge.

Von H. Muttray und R. Seiferth, Dresden.

Als wir 1921 an den Bau des ersten Segelflugzeuges des Flugtechnischen Vereins Dresden gingen, leitete uns neben dem Wunsche, an der theoretischen und konstruktiven Aufgabe des Segelflugproblems zu arbeiten, auch der Gedanke, daß im Erzgebirge, in mäßiger Entfernung von Dresden, geeignetes Fluggelände vorhanden sei, das uns die sportliche Ausübung des Segelfluges gestattete.

Das Segelfliegen kann nur dann als Sport bezeichnet werden, wenn seine wiederholte Ausübung möglich ist. Tagelange Reisen, verknüpft mit großen Transportkosten, müssen vermieden werden.

Hieraus ergibt sich die Notwendigkeit, neben der Rhön noch andere Fluggelände in Deutschland aufzufinden. Auch nur unter dieser Bedingung kann das motorlose Flugzeug seiner zweiten Aufgabe, für fliegerischen Nachwuchs zu sorgen, gerecht werden.

Bei dem heutigen Stande des Segelflugwesens brauchen wir noch immer gebirgiges Gelände, dessen Hänge in der Hauptwindrichtung liegen.

Das von uns ausgewählte Gebiet liegt, bequem durch eine Kleinbahn erreichbar, in der Nähe von Geising auf dem Kamme des Erzgebirges in 700 m Meereshöhe. Es kann als ein langer, in nordwestlicher Richtung liegender Kessel aufgefaßt werden, der nach der Windseite (Nordwest) zu geöffnet ist. Für den Flugbetrieb stehen der Nordhang und Westhang

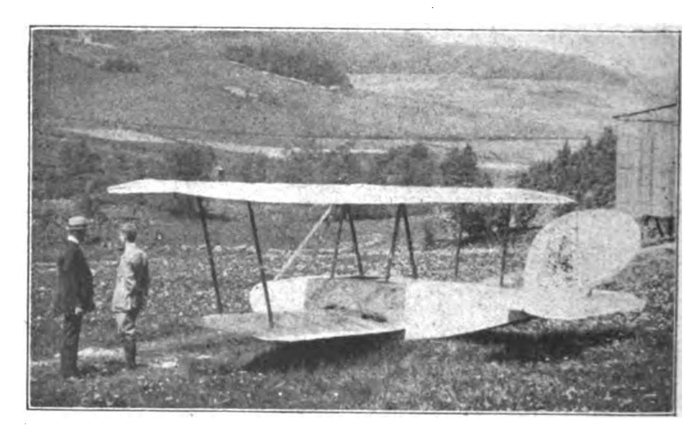


Abb. 1.

mit 80—90 m Fallhöhe zur Verfügung. Start- und Landegelände sind größtenteils mit Wiesen bedeckt, so daß die Gefahr, auf bebauten Feldern Flurschaden anzurichten, nicht besteht. Der Nordhang weist eine größte Neigung von 1:5 auf, während der Westhang steiler ist. Nach Entfernung einiger Gebüsche läßt sich der Startplatz auf die 20 m höher gelegene Kuppe des Nordhanges verlegen. Gerade die verhältnismäßig geringe Fallhöhe von rund 100 m macht das Gelände besonders für wiederholte Übungsflüge geeignet, da sich der Rücktransport rasch bewerkstelligen läßt.

Die ersten Flüge, die der Erprobung des Geländes dienten, fanden am 4., 5. und 6. Juni 1922 statt. Der vorherrschenden Windrichtung (Nordwest) wegen konnte nur über dem Nordhang geflogen werden. Die Windstärke betrug nur 3 m/s, in Böen vorübergehend bis 6 m/s.

Für die Flüge wurde der Doppeldecker des Flugtechnischen Vereins Dresden (s. Abb. 1) verwandt, der bereits am Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1921 teilgenommen hatte. Nach den Erfahrungen in der Rhön war das Flugzeug im Winter um-

gebaut worden. Die Flugeigenschaften wurden hierdurch wesentlich verbessert.

Der Start gelang mühelos mit 4 Mann am Startseil. Es wurden insgesamt neun größere Flüge ausgeführt mit einer Gesamtflugzeit von 12 min 3 s. Das Flugzeug wurde von fünf verschiedenen Führern geflogen. Bei einigen von uns ausgeführten Flügen wurden die größten Flugzeiten von 1 min 40 s erreicht. Die geringste Sinkgeschwindigkeit betrug hierbei 0,75 m/s, die größte Fluglänge 735 m.

Es ist geplant, in Zukunft regelmäßig auf dem Gelände zu üben. Voraussichtlich wird hieran auch die Akademische Fliegergruppe der Technischen Hochschule Prag teilnehmen.

Der französische Segelflugwettbewerb.

Von Wendland.

100 000 Frcs. an Preisen.

6.—20. August 1922 in der Auvergne.

Frankreich zeigt sich nach dem Kriege als das konservativste der europäischen Länder. Die Franzosen verfügen dabei über eine Einmütigkeit in nationalen Fragen. So sehen wir auch in der Organisation des ersten Wettbewerbs für motorlosen Flug die auf flugtechnischem Gebiet führenden Persönlichkeiten vereint, vom Ministerium für Luftfahrt, der Wissenschaft, den bekannten Flugzeugkonstrukteuren und Fabrikanten bis zur großen Menge der in dem französischen Aero-Club vereinigten Interessenten des Flugsports, für die neue Sache eintreten. Die Einleitung zum Programm betont, daß die Veranstaltung noch bedeutender werden soll als unser Rhön-Wettbewerb. In Anbetracht der vorhandenen und bereitgestellten Mittel ist die Möglichkeit zu guten Leistungen trotz des Mangels an Erfahrungen auf dem Gebiete des motorlosen Fluges zweifellos vorhanden. Die Wahl der Örtlichkeit ist nach unseren Begriffen gut, die Windverhältnisse nach Angaben der Wetterwarte auf dem Puy de Dôme vorzüglich. Die Mehrzahl der Preisbewerbungen soll auf dem Puy de Combegrasse, einer Kuppe, 1118 m hoch, mit Hängen 1 : 5 und 1 : 8 bei 150 + 300 m Fallhöhe, 22 km südwestlich Clermont-Ferrand in der Auvergne stattfinden. Zum Weitflug kann bedingt auch vom Puy de Dôme, 1465 m hoch, rings steil abfallend, rd. 500 + 600 m Fallhöhe, gestartet werden. Die Wetterwarte auf dem Puy de Dôme meldet über die Windverhältnisse (Durchschnitt aus 10 Jahren) im August:

West	12,9 m/s	138 h, beobachtet am Tage
Südwest	12,2 m/s	88 h, beobachtet am Tage
Nordwest.	10,0 m/s	73 h, beobachtet am Tage

Die Wettflugbestimmungen sind ganz ähnlich den unseren. Man bezweckt u. a., zu Forschungsergebnissen zu gelangen, und bemüht sich daher, der Veranstaltung ein wissenschaftliches Gepräge zu geben. Nach der neuen Begriffsbestimmung der internationalen Ausschreibung umfaßt diese Franzosen, Alliierte und Neutrale. Vom 1. August an bis zum Beginn der Veranstaltung kann geübt werden. Das Preisgericht hat einen festen Beobachtungsstand und führt von hier aus über die Flüge Buch. Zeit und Entfernung werden vorläufig geschätzt, später an Hand von Sonder-Höhenschreibern und genaueren Messungen endgültig gewertet, hierzu sind Kommissare bestimmt.

1. Dauerflüge Fr. 5000, 3000, 1500, 1000. 1 Plakette in Silber.
2. Gesamtdauer der Flüge während des Wettbewerbs Fr. 5000, 3000, 2000, 1000, 500.
3. Streckenflüge Fr. 10 000, 5000.
4. Geringste Sinkgeschwindigkeit, höchstzulässiges Mittel 1,5 m/s (m. E. zu gering dotiert!) Fr. 5000, 2500, 1500, 1000.
5. Höhenflüge Fr. 5000, 3000, 1500. Höhe über dem Startort.
6. Zielflüge (3 Ziele zur Wahl gestellt) Fr. 2000, 1000, 500.
7. Wagerechter Wellenflug. Maßgebend ist die Zeit vom Abflug bis zum letztmaligen Durchstoß der Flugbahn durch die Horizontalebene durch den Abflugpunkt. Fr. 3000, 2000. (Sehr gut, leider zu niedrig dotiert!)
8. 5 Preise zu Fr. 1000 für neuartige Flugzeuge, fleißige Arbeiten oder Vorschläge zur Lösung des Segelflugproblems.
9. Fr. 10 000 geteilt oder in einem Preise für Sicherheitsvorrichtungen.

Eine Zeltstadt mit elektrischem Licht und Bädern, bereitgestellte Zimmer in Clermont-Ferrand sorgen für Unterkunft, Fernsprecher und Kraftwagenverbindungen gewährleisten den Verkehr mit der Außenwelt.

Unserem diesjährigen Rhön-Segelflugwettbewerb ist ein mit reichen Mitteln ausgestatteter Rivale erstanden. Es liegt an uns, den einmal gewonnenen Vorsprung zu behalten und das Land Lilienthals nicht von seinen westlichen Nachbarn übertrumpfen zu lassen. Wenn die ersten unserer Flugzeuge im Rhön-Wettbewerb starten, sind auch die Franzosen auf dem Fluge zum Siege.

Kyffhäuser-Konstruktionspreise

für Neuerungen in Konstruktionseinzelheiten an ausgeführten Segelflugzeugen und für Vorschläge zu solchen Neuerungen.

Gestiftet von der Flugwissenschaftlichen Vereinigung Frankenhausen (FVF), (Kyffhäuser-Technikum, Höhere Techn. Lehranstalt für Luftfahrzeugbau).

I. Kyffhäuserpreis	M.	2000,
II. »	»	1000,
III. »	»	500.

Bewertet werden Neuerungen in Konstruktionseinzelheiten, sowohl an Flugzeugen, die am Rhön-Segelflug-Wettbewerb teilnehmen, als auch an eingesandten Mustern und Konstruktionszeichnungen nebst zugehöriger Erläuterung und Begründung des Vorteils der Neuerung.

Auch die an einem Flugzeug oder in Form eines Musters angemeldete Neuerung muß 1. bei der Anmeldung in einer kurzgefaßten Erläuterung beschrieben, 2. durch eine Konstruktionszeichnung belegt und 3. durch eine Begründung als Fortschritt erwiesen sein. Die beiden Schriftstücke (Erläuterung und Begründung) sind auf einseitig beschriebenen Blättern im Aktenformat auszuführen und, ebenso wie die beigelegte Konstruktionszeichnung, mit dem Namen und der Adresse des Bewerbers zu versehen. Die Anmeldung zum Preisbewerb ist den genannten Schriftstücken gesondert beizufügen.

Meldung zum Preisbewerb bis zum 20. August, 12 Uhr mittags an die Geschäftsstelle des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes, Gersfeld i. Rhön.

Bis zu diesem Zeitpunkt müssen bei der genannten Geschäftsstelle außer der Meldung auch die verlangten Unterlagen eingegangen sein.

Das Preisgericht ist das des Rhön-Segelflug-Wettbewerbs, dem für diese Entscheidung Ing. Kromer und zwei Mitglieder der FVF angehören.

Frankfurt a. M., den 19. Juli 1922.

Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrtverbandes:	Deutscher Modell- und Segelflugverband:
Dr. h. c. Kotzenberg.	Dr. Georgii.

2



Zwei Beiträge zum Luftschiffhallenbau.

1. Der Einsturz der Luftschiffhalle A in Niedergörsdorf.

Vortrag auf dem flugtechn. Sprechabend der WGL am 10. März 22
von

Regierungsbaumeister a. D. Dr.-Ing. R. Sonntag, Beratender Ingenieur V. B. I.[1])

Am 15. März 1921 berichtete die Tagespresse über den am 14. März 1921 mittags erfolgten Einsturz der im Abbruch befindlichen Luftschiffhalle A in Niedergörsdorf auf dem Gelände des ehemaligen Kriegs-Luftschiffhafens Jüterbog. Die Halle war in Eisen gebaut und hatte folgende Abmessungen: 184 m Länge, 28 m l. Höhe und 35 m l. Weite. Insgesamt waren außer drei Schwer- und einigen Leichtverletzten sechs Tote zu verzeichnen, von denen drei erst später ihren Verletzungen erlegen waren. Materialschaden kam weniger in Frage, weil die eingestürzten Konstruktionsteile größtenteils als Schrott verkauft werden sollten.

Da über den Einsturz bisher zuverlässige nähere Einzelheiten nicht bekannt wurden, liegt die Möglichkeit vor, daß sich im Inlande und namentlich auch in dem uns feindlichen Auslande falsche Urteile über die Leistungsfähigkeit und Zuverlässigkeit des deutschen Hallenbaues bilden. Da derartige Schlüsse jeder Begründung entbehren würden und um ihnen von vornherein den Boden zu entziehen, erscheint es angezeigt, in diesem engeren Fachkreise die Ursachen des Einsturzes kurz zu beleuchten, soweit dies mit Rücksicht auf das noch schwebende Ermittlungsverfahren schon jetzt möglich ist. Die mit diesem befaßte Behörde hat in dankenswerter Weise unter der Voraussetzung freundlichst gestattet, hier einige Mitteilungen zu machen, daß keine Angaben über den Stand des Verfahrens, über die Namen der beteiligten Personen und Firmen und über nichttechnische strittige Fragen gemacht werden.

Die Möglichkeit eines Einsturzes der nach dem Versailler Friedensvertrage zum Abbruch bestimmten Halle, deren Konstruktion sich während ihrer Benutzung bewährt hatte, war schon mit der Art der Auftragserteilung für den Abbruch gegeben. Die mit deutschen Hallenbauverhältnissen nicht genügend bekannte I. L. Ü. K. bzw. Internationale Luftschiffahrts-Überwachungs-Kommission hatte nämlich den Auftrag unter Ausschluß der Mitwirkung sonst zuständig gewesener deutscher Behörden und ohne jede technische Unterlage, d. h. insbesondere ohne irgendeine Zeichnung, unmittelbar einer ihrer Aufgabe nicht gewachsenen allgemeinen Abbruchfirma übertragen, welche die eigentliche Niederlegung des Hallengerippes dann weiter auf gleich laienhafte Weise einer sog. Großhandlung in Rohprodukten, Alteisen, Metall und Flaschen übertrug, die sich zwecks Verwertung von Abbruchmaterialien auch mit der Übernahme von Abbrüchen aller Art befaßte. Der Inhaber dieser Firma hatte als früherer Schiffseigner zunächst Holzkähne auf Abbruch übernommen, sich dann aber auch mit dem Abbruch von Lagerbaracken usw. befaßt. Jetzt hatte es der unternehmungslustige Mann auf das schöne Eisen der Luftschiffhalle abgesehen, das er als Alteisenhändler möglichst schnell verkaufen wollte. Dabei war die ihm vertragsgemäß für die Niederlegung gestellte Frist nur halb so lang bemessen wie die ursprünglich von der I. L. Ü. K. gewährte.

Zum Bauaufseher wählte er einen Mann, der mit Ingenieurkonstruktionen ebenso wenig vertraut war wie er selbst. Dieser hatte das Kellnerhandwerk gelernt, dann als Bauarbeiter und Hausdiener gearbeitet, auch einmal ein Friseurgeschäft betrieben, sollte sich aber als Aufseher bei der Reinigung von Baracken in einer größeren Fabrik bewährt haben. In Niedergörsdorf ist er zwar immer auf dem Posten gewesen, von 10 Uhr morgens ab machte er aber infolge reichlichen Alkoholgenusses stets einen müden Eindruck. Aufseher und Firmeninhaber betrauten dann weiter mit der unmittelbaren Leitung der Niederlegung der Eisenkonstruktion nicht etwa einen erfahrenen Ingenieur, sondern einem 23jährigen Montageschlosser, der an anderer Stelle bereits einmal beim Abbruch einer Luftschiffhalle als Schlosser unter einem Monteur gearbeitet hatte. Dort hatte er gesehen, wie die Sache gemacht wird. — Warum sollte er es nun in Niedergörsdorf nicht auch einmal anderen vormachen? Zumal er für seine leitende Tätigkeit gegenüber den anderen Arbeitern wöchentlich M. 50 Lohnzulage erhielt, obgleich er nicht einmal gelernter Arbeiter war.

Unsere deutsche Hallenbauindustrie war somit mit dem Hallenabbruch überhaupt nicht befaßt worden. Was eintreten mußte, nachdem der ganze Abbruch einer so großen Konstruktion in Laienhänden lag, konnte nicht weiter überraschen, da man den Bock zum Gärtner gemacht hatte. Der Einsturz mußte über kurz oder lang mit fast mathematischer Gewißheit erfolgen, zumal auch keinerlei behördliche Aufsicht vorhanden war, denn der Abbruch war entgegen geltenden Bestimmungen baupolizeilich nicht angemeldet worden. Es erübrigt somit nur noch, zu verfolgen, auf welche Weise das Unglück dann tatsächlich eintrat.

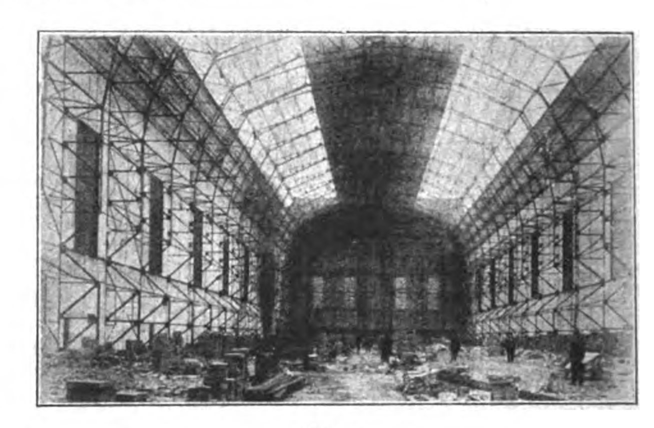


Abb. 1.

Abb. 1 zeigt das Innere der Halle. Es ist damit begonnen worden, die Dachhaut abzutragen. Die Hallenbinder sind Dreigelenkbogen mit Scheitelgelenk und Kämpfergelenken auf Bockstützen. Die Anordnung von Längsverbänden ist ersichtlich.

Auf der Übersichtszeichnung Abb. 2 sind alle Konstruktionsteile schärfer sichtbar, die zurzeit des Einsturzes noch nicht abgetragen bzw. noch wirksam waren. Es fehlten also bereits die beiderseitigen Tore und Torbinder mit den Torführungen, alle Querverbindungen und Aufhängungen der Pfetten zwischen den Pfetten *9* und *9*, die Querverbände in den Seitenwänden vorne bis Binder *17* und hinten bis Binder *7*. Unter der Dachhaut waren zwischen den Bindern *2* und *3* die Querverbandskreuze zwischen den Pfetten *17* und *17* entfernt, im übrigen waren sie höchst wahrscheinlich durchweg alle gelöst. Von den zwischen Binderober- und -untergurt befindlichen Längsbzw. Knickverbänden waren zwischen den Pfetten *13* und *13* alle Obergurte gelöst und die Untergurte meist durch die mit den Füllungsstäben umgekippten und seitlich herabhängenden Obergurte verbogen und verdreht. Entfernt waren endlich noch durchweg die Firstpfette am Scheitelgelenk und der Laufsteg darunter bis etwa zur Mitte der Halle, so daß die Scheitelgelenke seitlich nicht mehr gehalten waren. Die Kämpfergelenke der Binder standen noch fest, weil die Wände bis herauf zu ihnen noch ausgemauert und daselbst auch alle Wandverbände noch vorhanden waren.

Die Arbeitsfolge beim Abbruch war so gedacht, daß zunächst der Laufsteg und die Pfetten in möglichst unverbogenem Zustande zum Verkauf als Nutzeisen heruntergeholt und dann die Binder bis zu den Kämpfergelenken einzeln umgeworfen werden sollten, um unten autogen zerschnitten und als Schrott verkauft zu werden. Ein festes oder fahrbares Abbruchgerüst wurde nicht verwendet. Die einzelnen Binder sollten vielmehr nach erfolgter Freilegung bis zum Umwerfen beiderseits mit Seilen gehalten werden. Auf die gleiche Weise waren bereits die Torbinder mit den Torführungen umgelegt worden.

In dem auf Abb. 2 ersichtlichen Zustande waren alle Binder bereits soweit freigelegt, daß ihre Standsicherheit gefährdet war. Verhältnismäßig geringe Stab- bzw. Gurtexzentrizitäten oder

[1]) Auf wiederholten, ausdrücklichen Wunsch des Herrn Verfassers sind, entgegen unserer Gepflogenheit, seine Titel angegeben. Die Schriftltg.

Abb. 2.

seitlich angreifende Kräfte konnten sie leicht zum Ausknicken bringen. Ein Windstoß hätte vielleicht schon genügt. Es traten aber an der gefährdetsten Stelle, nämlich den von Pfetten entblößten Scheitelenden der Binder *1* bis *3* noch erhebliche Kräfte auf, denn es waren an Binder *2* seitlich in etwa ein Viertel der Stützweite Hebebäume befestigt, die zum Abnehmen der Pfetten dienten und namentlich in der Schräglage ein seitliches Verbiegen der Gurtungen bzw. ein Verwinden der Binder in ihrer Ebene zur Folge haben mußten, und zwar um so mehr, je mehr Pfetten entfernt waren. Einer der Arbeiter, die an dem Baume arbeiteten, wo bereits die meisten Pfetten entfernt waren, kam trotz schwerer Verletzungen mit dem Leben davon. Er konnte sich noch entsinnen, daß der Binder *2* im Augenblicke des Einsturzes am Scheitel nach dem Hallenende zu auswich bzw. ausknickte; dann verlor er die Besinnung. Dieser seitlich abstürzende ausknickende Binder brachte auch die anderen zum Ausknicken und riß sie so mit sich in die Tiefe.

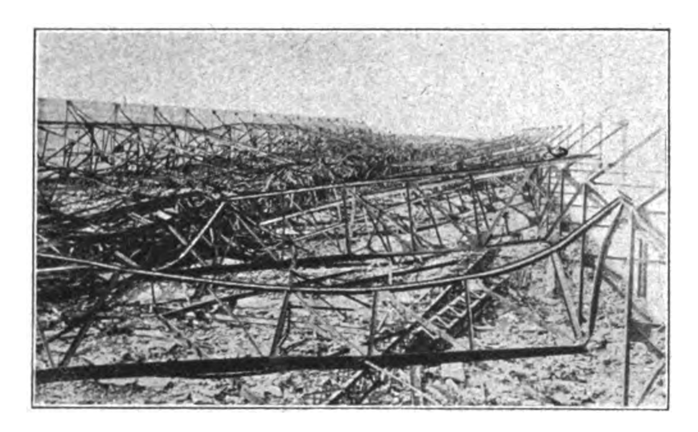


Abb. 3.

Schon einige Zeit vorher hatten sich ungewöhnliche Formänderungen im ganzen Hallengerippe vorbereitet, denn ein mit der Entfernung von Wandverbänden beschäftigt gewesener Arbeiter hatte in der ganzen Eisenkonstruktion ein Knistern vernommen. Dies rührte zweifellos daher, daß in der zum Einsturz neigenden Halle die Beanspruchung des Eisens in den ausknickenden Binderteilen bereits bis zur Fließgrenze gestiegen war, so daß die Walzhaut absprang; ein Zustand, der äußerlich auf einer nicht angestrichenen Eisenhaut durch das Auftreten der sog. Hartmannschen Linien bzw. Fließfiguren deutlich erkennbar und als Fließzustand des Eisens bekannt ist. Der eigentliche Einsturz erfolgte aber dann plötzlich, nachdem in vielen Konstruktionsteilen bzw. Stäben eine die Tragfähigkeit gefährdende Größe der Formänderung erreicht war.

Abb. 3 zeigt eine Ansicht des ganzen Trümmerfeldes. Die Ausmauerung der Seitenwände steht noch vollständig bis zur Höhe der Kämpfergelenke. Die Binderhälften knickten offenbar an den Scheitelenden weg, denn die Binderwandteile

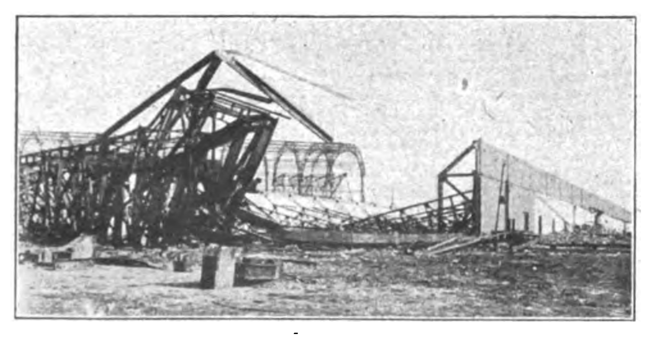


Abb. 4.

liegen bis auf die vordersten senkrecht zur Wand und vor ihren Böcken bzw. Kämpfergelenken. Die Verbiegung des vordersten Binderteiles rührt daher, daß bei Binder *1* der ausknickende Scheitel seitlich voranschoß, so daß die Scheitelenden der Binderhälften zusammenklappten, was eine Verwindung des ganzen Binders zur Folge haben mußte.

Abb. 4 zeigte eine der Seitenwände von außen und im Vordergrunde links einen bereits vor dem Einsturz umgeworfenen Torbinder bzw. dessen obere Torführung. Hieraus ist zu erkennen, daß es dem Unternehmer vollständig gleichgültig war, in welchem Zustande das niedergelegte Bindereisen zerschnitten wurde.

Die auf Abb. 5 hinten sichtbare größere Halle wurde zur gleichen Zeit abgebrochen, jedoch mit fahrbarem regelrechtem Montagegerüst. Der Abbruch wurde von einer fachkundigen Eisenbaufirma ausgeführt und ging ohne Unfall vonstatten. Die Halle ist nach Auslieferung an Japan dort wieder aufgestellt worden; inzwischen aber bei einer Luftschiffexplosion eingestürzt. Auf Abb. 5 sieht man noch besser als auf Abb. 3, daß die Kämpfer der eingestürzten Binder in der Nähe der Kämpfergelenke der Böcke geblieben waren, so daß die Binderfüße senkrecht zur Wand nach der Hallenmitte hin umfielen, nachdem ein Zerknicken der Binder am Scheitel erfolgt war. Vorne links ist der Fuß eines Torbinders sichtbar, der beim Umwerfen seitlich nach der Hallenmitte hin und auch etwas nach hinten ausrutschte. Es wäre hiernach als weitere Einsturzmöglichkeit noch die gegeben gewesen, daß ein umgeworfener Binder mit dem Fuß nach hinten rutschte, den nächsten Binder traf und so diesen und die weiteren vorzeitig zum Einsturz brachte. Es hätte dieser Fall um so eher eintreten können, als sich die Abbruchleiter über das Verhalten der Kämpfergelenke beim Umlegen der Binder in keiner Weise den Kopf zerbrochen hatten. Gegen ein Abrutschen der Kämpfergelenke war keine Maßnahme getroffen worden.

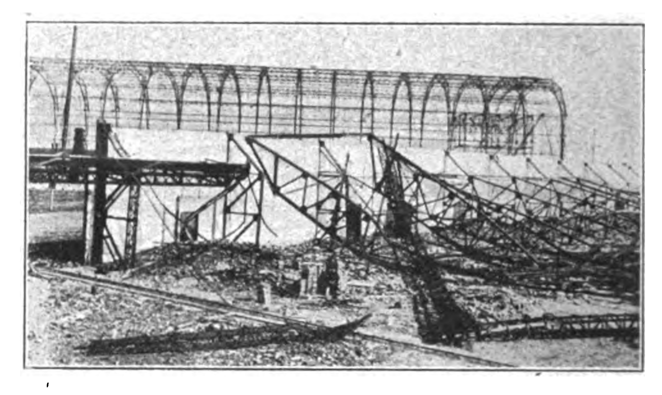


Abb. 5.

Der Einsturz der Halle wäre nach möglichem Ermessen nicht erfolgt, wenn der Abbruch von einer fachkundigen, bewährten deutschen Hallenbaufirma, womöglich von der Erbauerin der Halle, ausgeführt worden oder wenn er wenigstens baupolizeilich angemeldet gewesen wäre, so daß eine Überwachungsmöglichkeit vorgelegen hätte. Dieses oder jenes wäre zweifellos auch geschehen, wenn der Abbruch von einer deutschen Baubehörde und nicht von landfremden Laien vergeben worden wäre. Es liegt somit für alle in- und ausländischen Luftfahrerkreise, die sich deutscher Luftschiffhallen bedienen, infolge dieses Einsturzes keinerlei Grund zur Beunruhigung betreffend die Standsicherheit solcher Hallen vor.

Zwecks Vermeidung ähnlicher Unfälle, bei denen stets Menschenleben gefährdet werden und der Ruf bewährter Ingenieurbaukunst bis zu einem gewissen Grade immerhin laienhaften Händen anvertraut ist, darf die Erwartung ausgesprochen werden, daß die Schuldigen einem angemessenen Denkzettel entgegensehen, so daß nicht nur ihnen selbst sondern auch anderen die Lust vergeht, sich leichtfertigerweise an Ingenieuraufgaben heranzuwagen, die nur von erfahrenen Fachleuten übernommen werden können.

Unmittelbar zu diesem Vortrage wurde das Wort nicht gewünscht. Doch machte Dr.-Ing. W. Hoff belangreiche Mitteilungen über einen durch Windsaugwirkungen herbeigeführten Unfall bei einer Luftschiffhalle.

2. Windsaugwirkungen am Dach der Luftschiffhalle „Nord" in Staaken

mit Aussprache im Anschluß an einen Bericht
von W. Hoff, Adlershof.

Dr.-Ing. W. Hoff: »Den anregenden Ausführungen des Dr.-Ing. Sonntag sind wir alle mit großem Interesse gefolgt. Da mir die Gründe des geschilderten Einsturzes vor dem Vortrage unbekannt waren, hatte ich infolge des vom Vortragenden aerodynamischen Fragen stets entgegengebrachten Interesses und infolge der aerodynamisch eingestellten Zuhörerschaft der WGL zunächst angenommen, daß aerodynamische Ursachen den Einsturz der Jüterboger Halle veranlaßt haben. Der Vortragende hat uns mitgeteilt, daß glücklicherweise ungenügend berücksichtigte Windkräfte außer Betracht zu ziehen waren, und daß gröbster Fahrlässigkeit und strafwürdigem Leichtsinn der Einsturz zuzuschreiben war.

Die Verwüstung hat sich in kurzer Zeit abgespielt, so daß die wenigen Zuschauer der Zerstörung lebhaft an Kriegsvorgänge erinnert wurden. Zum Glück war wegen des Adventsonntags die Halle menschenleer, so daß außer Sachschäden nichts vorgekommen ist.

Die Erklärung des Sturmschadens ist in der aerodynamischen Wirkung des Windes auf Gebäude zu suchen. G. Eiffel hat 1914 Untersuchungen an Modell-Luftschiffhallen veröffentlicht[1]), die er in seinem Windkanal gewonnen hat. Der Fall der geschlossenen, keine einen Druckausgleich zwischen Halleninneren und Außenluft herbeiführende Firstöffnung aufweisende Halle liegt vor. Zwar besitzt die Staakener Halle Luftdruckausgleichklappen; doch waren deren Wirkung unzureichend. Auf Tafel XXIX des Eiffelschen Werkes finden sich Darstellungen über die Verteilung des Winddrucks, welche hier in Vergleich gezogen werden können.

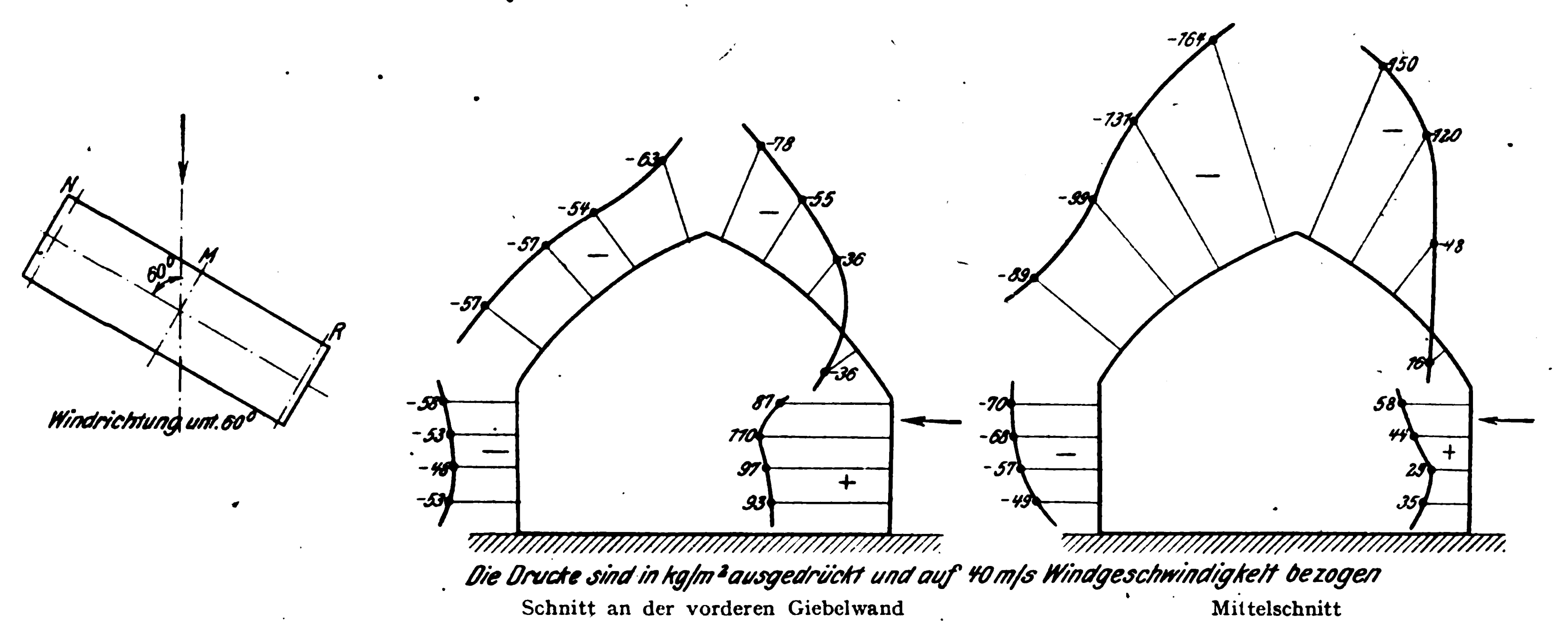


Abb. 6. Druckverteilung am Modell einer Luftschiffhalle nach »Eiffel, Neue Untersuchungen über den Luftwiderstand und den Flug«, Tafel XXIX des Atlas.

Ende vergangenen Jahres, am Sonntag vor Weihnachten (18. Dezember 1921) hat in der Mittagsstunde ein Nordweststurm[1]) Berlin und seine Vororte heimgesucht und große Schäden angerichtet. Die Dächer der Hallen des Luftschiffbau Zeppelin und der Deutschen Luft-Reederei in Staaken wurden teilweise abgedeckt. Auch die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt in Adlershof hat an einigen ihrer Gebäude Schaden erlitten.

Für weitere Kreise sind die Beschädigungen an der Luftschiffhalle »Nord« in Staaken wissenswert. Von der ehemaligen, zwei Luftschiffhallen mit den Abmessungen 252 m Länge, 46 m Breite und 38,4 m Höhe und eine zwischen diesen gelegene 16 m hohe Mittelhalle umfassenden Werft stehen noch diese und die nördliche Luftschiffhalle. Sie ist teilweise mit Glas und teilweise mit Bimsbetonplatten gedeckt.

Der die Luftschiffhalle etwa unter einem halben rechten Winkel treffende Sturm hat nun eine Reihe auf der Luvseite und in halber Dachhöhe liegender Bimsbetonplatten auf eine Länge von rd. 75 m emporgehoben, über den First der Halle hinweggeblasen und auf die im Windschatten der Luftschiffhalle gelegene Mittelhalle geschleudert. Der von den Platten zurückgelegte Luftweg schwankt im Grundriß zwischen 45 m und 60 m.

Die einzelne Bimsbetonplatte besitzt die Abmessung von 2,36 m × 0,60 m, also 1,416 m² Flächeninhalt. Bei einem Einzelgewicht von 80 kg ergibt dies ein Einheitsgewicht von rd. 57 kgm⁻². Das Gesamtgewicht der abgedeckten Platten hat rd. 10000 kg betragen.

[1]) Das Meteorologische Observatorium Potsdam hat an diesem Tag zwischen 12 und 2 Uhr Windstärken im Mittel über 20 ms^{-1} gemessen.

In Abb. 6 ist die Druckverteilung auf den Mittelschnitt und die vordere Giebelwand der unter 60° mit 40 ms^{-1} Windgeschwindigkeit angeblasenen Modellhalle angegeben. Nach der dem Wind zugekehrten Giebelwand hin nehmen die Beträge des negativen Staues etwas ab, doch bleibt die Eigenart der Druckverteilung bestehen.

Man erkennt, daß die Abhubstelle der abgedeckten Platten an der Stelle des höchsten Sogs auf der Luvseite liegt, und das Einheitsgewicht der Platten in seiner Größenordnung dem negativen Drücken der Eiffelschen Darstellung entspricht. Wir dürfen also rückschließend folgern, daß ein Wind von etwa 40 ms^{-1} im Augenblick der Hallenbeschädigung geherrscht hat.

Die nächsten Abb. 7 bis 9 zeigen die Sturmbeschädigungen im Lichtbild.«

Regierungs- und Baurat Marcuse: »Seitens des Dr.-Ing. Hoff wird gesagt, daß die üblichen Annahmen für Luftgeschwindigkeiten zu niedrig erscheinen, denn bei einer Luftschiffhalle seien so schwere Tafeln der Dachdeckung fortgeschleudert worden, daß hierfür diese Annahmen nicht zureichen können. Dem gegenüber möchte ich glauben, daß bei Dachbeschädigungen die Windgeschwindigkeit nicht allein maßgebend ist für den ausgeübten Druck. Sind in einem großen Raume eine oder mehrere große Öffnungen nach der Windseite zu unverschlossen, so kommen vielleicht erhöhte Druckerscheinungen durch Windstöße o. dgl. in Frage. Denn das Abwerfen der Dachdeckungen oder gar Abheben ganzer Dachflächen sind Erscheinungen, die öfter beobachtet werden. Offene Dächer wird man stets so befestigen müssen, daß sie gegen Abheben geschützt sind. Es ist zu vermuten, daß die

[1]) G. Eiffel, Nouvelles recherches sur la résistance de l'air et l'aviation, Paris, H. Dunod et F. Pinat 1914.



einzelnen Windstöße auf den schon unter Druck stehenden Raum eine stärkere Stoßwirkung ausüben, als der Windgeschwindigkeit allein entspricht.«

Ministerialrat Busch: »Ich bedaure, nicht gewußt zu haben, daß heute Abend die Frage des Winddruckes auf Bauwerke, insbesondere Hallen zur Sprache kommen würde. Ich

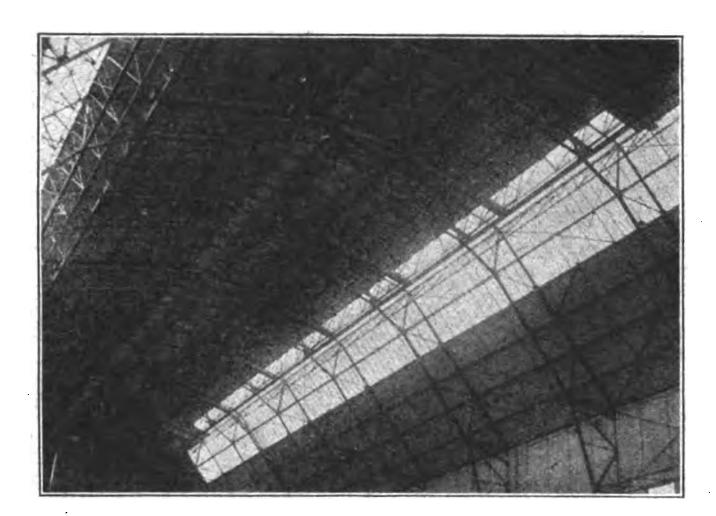


Abb. 7. Blick auf das Luftschiffhallendach von unten und innen. Der helle Streifen oberhalb der lichten Dachverglasung ist der Bereich der abgehobenen Bimsbetonplatten.

hätte Ihnen sonst aus den reichen Erfahrungen, die wir bei den Bauausführungen der Marine gemacht haben, allerlei Interessantes bringen können. Es handelt sich in dem von den Vorrednern berührten Falle nicht um den sog. inneren Druck bzw. den Winddruck von innen nach außen, dessen Berücksichtigung die Bestimmungen[1]) bereits bei offenen Hallen usw. vorschreiben, sondern um eine Wirkung, die bei geschlossenen Toren eintritt. Sie entsteht dadurch, daß sich hinter scharfen Kanten, namentlich in den Dachflächen hinter dem Giebel,

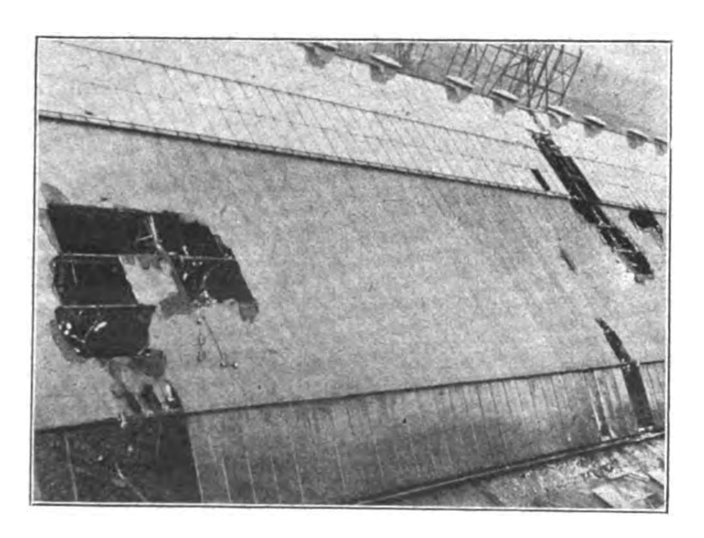


Abb. 8. Blick auf das Dach der Mittelhalle. Die Beschädigungen bis hinauf zum Dachfirst sind beachtenswert.

am First usw., über die der Wind in mehr oder weniger starken Böen hinwegstreicht, stark luftverdünnte Räume bilden und nun der Druck der Luft innerhalb des Gebäudes sich als innerer Druck an diesen Stellen geltend macht. Wir haben diese Wirkungen des Windes zuerst in interessanter Weise an der Doppeldrehhalle in Nordholz[1]) unmittelbar nach ihrer Fertigstellung feststellen können. Die Dachhaut, die aus Gründen der Vorbeugung gegen starke Zerstörungen bei etwaigen Explosionen so leicht befestigt war, daß sie sich gegebenenfalls sofort abheben konnte, wurde an verschiedenen Stellen des Daches abgedeckt. Wir haben eingehende Versuche und Beobachtungen angestellt, die aber leider aus Zeitmangel nicht weitergeführt und ausgewertet werden konnten. Wir erkannten es als notwendig, diese innere Druckwirkung bei der Standfähigkeitsberechnung zu berücksichtigen und haben dementsprechend für die Hallenbauten der letzten Kriegsjahre diesen Nachweis in der Berechnung[2]) verlangt.«

Ministerialrat Geh. Rat Professor Dr.-Ing. Bendemann: »Der von zwei Vorrednern erwähnte »Innendruck« ist eine durch die neueren aerodynamischen Forschungen grundsätzlich geklärte Erscheinung. Eigentlich ist es kein innerer Druck, sondern ein äußerer Unterdruck, der stets in der Strömung an solchen Hallen entsteht, wo sie durch ein Hindernis zu erhöhter Geschwindigkeit gezwungen wird. Es sind also Saugkräfte gleicher Art, wie sie auch an den nach oben gewölbten Tragflügel der Flugzeuge bekanntlich einen Hauptanteil des Auftriebes liefern.



Abb. 9. Blick in das Innere der Mittelhalle nach dem Sturme.

Wenn man bei der statischen Berechnung der Bauwerke diese Kräfte als eine von innen nach außen wirkende Belastung auffaßt, darf doch nicht übersehen werden, daß sie eigentlich außen angreifen, daß sie also unter Umständen einen ungenügend befestigten äußeren Belag von Dächern usw. abzureißen vermögen, auch wenn deren Innenkonstruktion stark genug ist, und die etwaige innere Verschalung nicht durchbrochen wird.

Daß die Saugkräfte an bestimmten Stellen der Dächer eine überraschende Stärke annehmen können, welche die einfachen Staudrücke der Strömung um ein Vielfaches übertrifft, ist nach den Ergebnissen der aerodynamischen Forschung ohne weiteres verständlich und auch schon durch einige Versuche an Hallenmodellen im künstlichen Luftstrom, wenn ich nicht irre, von Eiffel, experimentell gezeigt worden. Genauere Untersuchungen darüber wären von Wichtigkeit, um die in dieser Hinsicht noch lückenhaften Vorschriften für die Berechnung der Gebäude auf Winddruck sachgemäß ergänzen zu

[1]) Vgl. z. B. die preußischen Bestimmungen über die bei Hochbauten anzunehmenden Belastungen vom 24. Dezember 1919 unter C. c. 6: »Bei offenen Hallen ist ein auf Dach und Wände von innen nach außen, bei freistehenden Dächern ein von unten nach oben wirkender Winddruck von 60 kg/m² rechtwinklig getroffener Fläche zu berücksichtigen«.

[1]) Vgl. deren Veröffentlichung durch den Redner in dieser Zeitschrift 1922, S. 169—172.

[2]) Es war z. B. bei der sog. Einheits-Flugzeughalle der Marine ein innerer senkrecht zur belasteten Fläche wirkender Winddruck von 120 kg/m² zu berücksichtigen. Vgl. Dr.-Ing. R. Sonntag in »Erfahrungen mit Holzkonstruktionen« in »Der Bauingenieur« 1920, S. 536.



können. Auch der Einfluß von Wandöffnungen auf der Luv- oder Leeseite, die in der Tat unter Umständen eine nicht unbeträchtliche Vermehrung oder Verminderung des »Innendrucks« bewirken können, bedürfte eines näheren Studiums.«

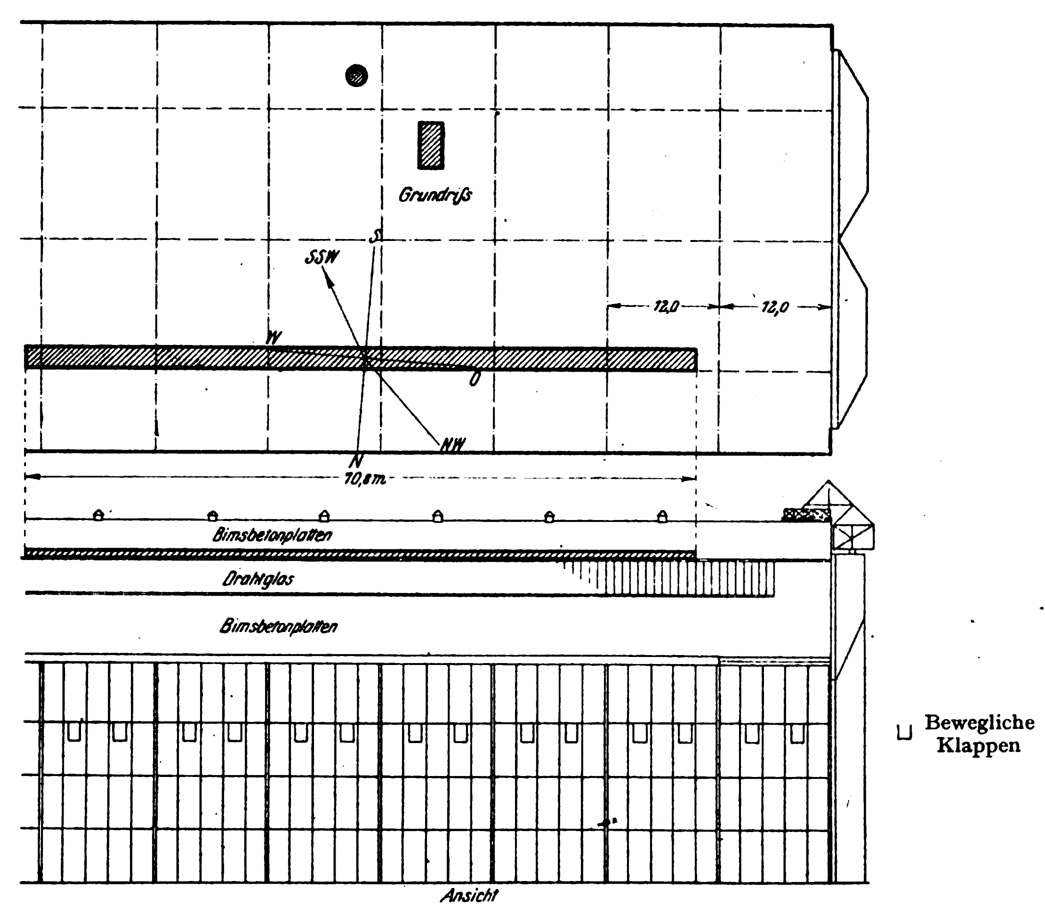


Abb. 10. Ansicht und Grundriß des beschädigten Teiles der Luftschiffhalle »Nord« in Staaken. Die schraffierten Flächen stellen die beschädigten Stellen der Hallenabdeckung dar.

Ministerialrat Busch: »Mittel zur Vermeidung solcher Fälle gibt es natürlich. Wir haben seinerzeit diese Wirkung mit einer gewissen uns ausreichend erscheinenden Größe in Rechnung gestellt. Mit Ausgleichsöffnungen haben wir allerlei Versuche gemacht, doch ist ein befriedigendes Ergebnis nur

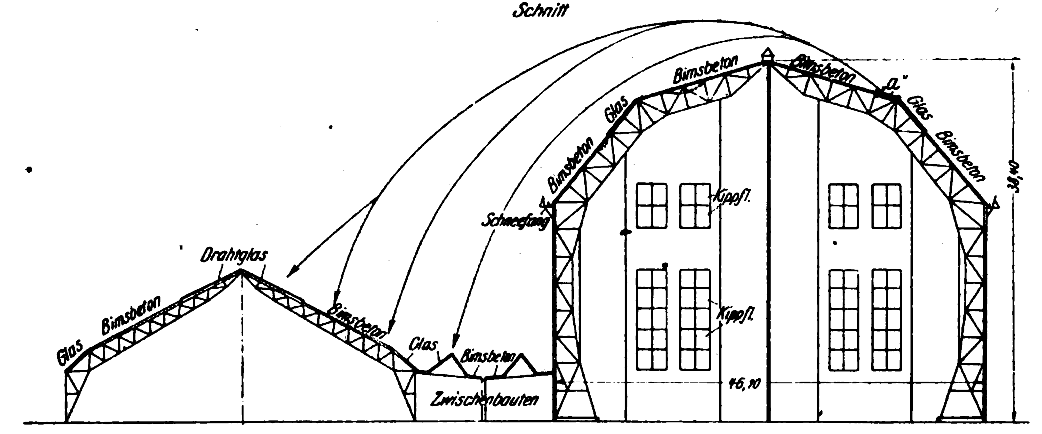


Abb. 11. Sturmbeschädigung an der Luftschiffhalle »Nord« in Staaken (rechts) am 18. Dezember 1921. Links die Mittelhalle. Bei »a« sind die Bimsbetonplatten durch Sturm abgehoben.

insofern herausgekommen, als solche Öffnungen als wirksames Mittel nicht bezeichnet werden können.«

Ingenieur Wehner, Stationsleiter der Deutschen Luftschiffahrts-Akt.-Ges.: »Am 18. Dezember 1921 setzte ein starker Sturm ein, in dem nach meiner Schätzung Stöße von 35 bis 40 m/s vorkamen. Der Wind stand aus NW mit Böen aus NNW, also etwa 45° zur Halle. Vgl. Abb. 10 mit Grundriß und Ansicht des in Frage kommenden westlichen Hallenendes. Zwischen 1 und 2 Uhr nachmittags wurde auf der Luvseite der Halle aus der unteren Plattenreihe der oberen flachen Mansardenfläche ein laufendes Stück von 70,8 m Länge und 2,35 m Breite herausgerissen, Abb. 7 und 10, über das Dach der Nordhalle etwa 4 bis 5 m höher und auf eine Entfernung von 40 bis 55 m in Richtung SSO auf das Dach der Mittelhalle geschleudert, das durchschlagen wurde, Abb. 8, 9 und 11. Auf der Südseite des Daches der Nordhalle fanden nur einige wenige Einschläge von fallenden Plattenteilen statt. Das Gewicht der Platten beträgt im ganzen 9440 kg, mit der darauf befindlichen Dachpappe rd. 10 t bzw. 60 kg/m². Auf den

Platten lag eine doppelte Ruberoidschicht, eine längs und eine quer. Diese wurde glatt durchgerissen. In dem First des Daches der Nordhalle befanden sich 21 Ausgleichhutzen, die tadellos arbeiteten; außerdem in den Seitenfenstern rd. 218 m² bewegliche Klappen, Abb. 10, die während des Sturmes auf der Süd- bzw. Leeseite wagerecht standen. Nach meiner Ansicht ist durch einen Windstoß ein plötzlicher Überdruck in der Halle entstanden, die Hutzen und beweglichen Fenster genügten nicht zum Ausgleich und infolgedessen wurde die Plattenreihe hochgehoben, der Wind faßte von außen darunter und warf sie über die Halle hinweg.

Es ist von uns aus Anordnung getroffen worden, daß in zukünftigen Fällen an der Leeseite die kürzlich dazu hergerichteten Fenster der Hallentore geöffnet werden, wodurch weitere 150 m² Druck-Ausgleichöffnung geschaffen werden. Diese Fenster bzw. Kippflügel, Abb. 11, öffnen sich jedoch nicht selbsttätig, sondern werden durch Seilzug betätigt. Man könnte sich auch dadurch helfen, daß man das Leetor etwa um 1 m öffnet. Jedoch verspreche ich mir hiervon nur Erfolg, wenn der Wind nicht genau in Hallenrichtung steht, da bei Wind in dieser Richtung an der Leeseite bekanntlich ein starker Gegendruck und Wirbel entstehen, die in die Halle hineinwirken. Bei jeder anderen Windrichtung wird die Maßnahme jedenfalls einen kleinen Erfolg darstellen.

Ich selbst bin kein Wissenschaftler und stelle meine Erfahrungen nur den in Betracht kommenden Stellen zur Erwägung.«

Hierzu teilte Herr Wehner am 22. März 1922 noch mit: »Zu Obigem möchte ich noch bemerken, daß ich nach den Ausführungen des Herrn Prof. Dr. Bendemann diesen zustimmen muß. Es werden tatsächlich Unterdrücke über dem Hallendach gewesen sein, die die Plattenreihe herausgerissen haben. Wenn man will, kann man es ja auch Überdruck in der Halle nennen.«

Schlußwort von Dr.-Ing. Sonntag: »Die besprochenen Windwirkungen sind uns Hallenbauern bekannt. Wir sprechen von einem Saugdruck oder Sog und wissen, daß es sich tatsächlich nicht um einen inneren Überdruck handelt, sondern um eine Luftverdünnung an der Außenfläche, deren Wirkung aber einem inneren Überdruck gleichkommt. Wie Herr Ministerialrat Busch bereits andeutete, sind diese Druckverhältnisse bei der Marine auch durch Luftdruckmessungen an Hallenkörpern untersucht bzw. festgestellt worden. Auch die in der Nacht vom 10. zum 11. Februar 1894 erfolgte Beschädigung der Bahnsteighalle des Stettiner Bahnhofs[1]) in Berlin durch Winddruck ist wohl auf äußere Saugwirkungen und nicht auf tatsächlichen inneren Überdruck zurückzuführen.

Wenn wir trotzdem von einem Innendruck sprechen, so tun wir es mit Rücksicht auf dessen anschaulichere Einführung in die statische Berechnung. Bei der Marine wurde seine Wirkung auf Dachhaut, Pfetten, Binder usw. bis in die Fundamente berücksichtigt, alle Befestigungsmittel wurden entsprechend ausgebildet. Auch war Dachpappe auf Holzschalung mit Dreikantleisten zu befestigen, damit selbst die äußerste Dachhaut gegen Abreißen gehalten wurde.

An konstruktiven Mitteln zur Begegnung der Saugwirkung sind bisher zwei bekannt geworden: Erstens die Anordnung von selbsttätig wirkenden Ausgleichöffnungen in den angesaugten Flächen; ihre Wirksamkeit ist jedoch fraglich, weil aus dem Halleninnern Luft nicht so schnell und reichlich zuströmen kann, wie es zum Ausgleich der bei Windstößen plötzlich auftretenden erheblichen äußeren Unterdrücke erforderlich wäre. Zweitens die Ausbildung des Hallenkörpers einschließlich Dach- und Wandflächen derart, daß er in allen Teilen stark genug ist, den Saugwirkungen zu widerstehen; dieser Weg erscheint sicherer.« — Als dritte Möglichkeit möchte ich hier noch hinzufügen, daß man auch durch geeignete Flächengestaltung[1]) die Größe der Saugwirkung herabsetzen kann, weil diese je nach Ausdehnung und Neigung der Flächen verschiedenartig ist. — —

»Wenn heute eine allgemeine Berücksichtigung der Saugwirkung bei Gebäuden behördlich noch nicht vorgeschrieben ist, liegt das erstens daran, daß bisher lediglich die mit Bauten für die Luftfahrt befaßte Marine bei ihren insbesondere an der Wasserkante gelegenen Hallen Gelegenheit und Veranlassung nahm, sich eingehender mit der Frage zu beschäftigen und zweitens daran, daß auch hier die Behandlung der Frage bei Kriegsende noch im Flusse war. Auch andere Kreise[2]) wenden aber der Frage bereits ihre Aufmerksamkeit zu, deren Bedeutung keineswegs auf Luftschiff- und Bahnhofshallen beschränkt ist. Nach allen Stürmen hört man bekanntlich davon, daß Dächer ganz oder teilweise abgedeckt worden sind. Eine demnächstige erste Möglichkeit zur Berücksichtigung der Saugwirkung auf einem allgemeinen Bestimmungswege liegt bei Aufstellung der »Einheitlichen Technischen Baupolizeibestimmungen« (E. T. B.) vor, die sich beim Normenausschuß der deutschen Industrie in Arbeit befinden. Daselbst besteht betreffend »Belastungen« bereits ein Unterausschuß für Winddruck. Als dessen Mitarbeiter kann ich sagen, daß die Saugwirkungen in dem bisherigen Entwurf berücksichtigt sind und daß ich nicht daran zweifle, daß es auch gelingen wird, eine geeignete Fassung für die statische Berücksichtigung der Saugwirkungen bei Hochbauten zu finden.«

Vor einiger Zeit hatte ich mich bereits einmal eingehender mit der Saugwirkungsfrage befaßt. Infolge Übernahme einer anderweitigen Privatdozentur mußte ich aber diese Arbeiten einstweilen unterbrechen. Da der von Herrn Dr.-Ing. Hoff berichtete Unfall und die dadurch veranlaßte Aussprache zweifellos zu einer allgemeineren Beachtung der Frage anregen werden, möchte ich hier wenigstens noch kurz einige einschlägige Quellen angeben, deren Kenntnis insbesondere für Hallen-ingenieure von Belang ist:

»Die Luftwiderstandsgesetze, der Fall durch die Luft und der Vogelflug« von Friedrich Ritter von Loessl, Oberingenieur. Wien 1896. Eine ältere bahnbrechende Arbeit mit Rückblick.

»Recherches expérimentales sur la résistance de l'air, exécutées à la tour Eiffel« par Gustave Eiffel. Paris 1907. In den Jahren 1903 bis 1906 ausgeführte Ermittlungen des Luftwiderstandes durch Fallversuche.

»La résistance de l'air. Examen des formules et des expériences« par G. Eiffel. Paris 1910. Diese umfassende kritische Arbeit behandelt insbesondere die den Eiffelturmversuchen vorangehenden französischen und anderweitigen Arbeiten. Sie berücksichtigt auch das deutsche Schrifttum in eingehender Weise; wie denn überhaupt Eiffel vor dem Kriege mit Deutschland rege wissenschaftliche Fühlung unterhielt.

»La résistance de l'air et l'aviation: Expériences, effectuées au laboratoire du Champ-de-Mars« par G. Eiffel. Paris 1911. Durchgesehene und vermehrte 2. Auflage. Untersuchungen von Luftwiderständen und Strömungen im Luftstromzimmer, insbesondere betreffend Platten.

»Wind Loads on Buildings«, Vortrag von Professor Albert Smith vom 8. Dezember 1913 mit anschließender reger Aus-

[1]) Vgl. den Bericht von Eisenbahn-Bau- und Betriebsinspektor Bathmann im »Zentralblatt der Bauverwaltung« 1894 S. 71. — Damals hob ein etwa unter 70° den mit einer Schürze versehenen Hallengiebel treffender starker WNW-Sturm an der leeseitigen Traufenseite des verzinkten bogenförmigen Wellblechdaches einen Blechstreifen von rund 52 m Länge und 5 m Breite ab, rollte ihn teilweise auf und warf ihn in mehreren Teilen herab. Zum größten Teil fiel er als unförmiger Klumpen auf das Dach des östlichen Hallenanbaues. Die Zerstörung erfolgte plötzlich. Das Blech wog unverzinkt 9 kg/m². — Das Aufrollen des Bleches deutet zweifellos Wirbelbildungen an.

[1]) Betreffend eine möglichst glatte Gestaltung des Hallenkörpers bei Wind in Richtung der Hallenlängsachse, vgl. R. Sonntag »Ein Beitrag zur Klärung der Frage: Ein- oder zweischiffige Luftschiffhallen? Unter besonderer Berücksichtigung ihrer Flächengestaltung.« In »Zeitschrift des Vereines deutscher Ingenieure« 1915, S. 762 u. f.

[2]) Z. B. sagt Ministerialrat Dr.-Ing. Ellerbeck in seinen Erläuterungen zu den preußischen Hochbaubelastungsvorschriften 1919, II. Auflage 1921, S. 11: »Neuere Forschungen auf dem Gebiete des Winddrucks haben zu wesentlich veränderten Auffassungen über die Art des Windangriffs geführt, insbesondere gezeigt, daß auch die auf der Leeseite eintretende Saugwirkung u. U. von erheblichem Einfluß ist. Doch war es bei dem gegenwärtigen Stand der Dinge nicht angängig, allgemeingültige Regeln über die Bemessung der Winddruckansätze etwa schon auf Grund dieser neueren Erkenntnisse aufzustellen. Beim Bau größerer Luftschiffhallen u. dgl. wird man aber auf die Ergebnisse der neueren Forschung, insbesondere hinsichtlich der Saugwirkung des Windes Rücksicht nehmen müssen, weshalb in dem Begleiterlaß bestimmt ist, daß bei solchen Bauten hinsichtlich der Belastung durch Wind höhere Anforderungen gestellt werden können«.

sprache, veröffentlicht in »Journal of the Western Society of Engineers« vom April 1914, S. 369 bis 392, Chicago. Die Arbeit behandelt Modellversuche mit verschiedenen Gebäude- bzw. Hallenformen im Luftstrom. Einen kurzen Auszug brachte Müllenhoff in »Der Eisenbau« 1919, S. 109 u. f.

»Recherches nouvelles sur la résistance de l'air et l'aviation, exécutées au laboratoire d'Auteuil« par G. Eiffel, ancien président de la Société des ingénieurs civils en France. — Erste Lieferung 1914 enthält Modellversuche im Luftstromzimmer mit beliebigen Körperformen. — Zweite Lieferung, 1914, insbesondere mit Versuchen an Modellen der Luftschiffhallen in Belfort und Hamburg. — Die gleichfalls bereits erschienene, aber mir bisher nicht zugänglich gewordene dritte Lieferung enthält insbesondere noch Zahlenwerte betreffend die Versuche mit dem Modell Hamburg.

»Über Windverhältnisse hinter Luftschiffhallen mit kreisrunder und rechteckiger Grundrißfläche.« Von Professor Dr. W. Schlink, Lehrstuhl für Mechanik an der Technischen Hochschule in Braunschweig, 1915. Sonderabdruck aus »Arbeiten aus den Gebieten der Physik, Mathematik, Chemie, Julius Elster und Hans Geitel gewidmet«. Druck und Verlag von Fr. Vieweg & Sohn in Braunschweig. Die Modellversuche wurden im Windkanal der Göttinger Versuchsanstalt ausgeführt.

»Versuche über Winddruck« von Professor Grüning, Hannover, in »Der Bauingenieur« 1920, S. 39 und 40. Die Arbeit ist deshalb besonders wertvoll, weil sie Messungen an einem wirklichen Hallenkörper, und zwar dem der drehbaren Doppelluftschiffhalle in Nordholz bringt.

»Mechanik luftförmiger Körper« in »Hütte« I, 1915 und 1920, bearbeitet von Professor Dr.-Ing. Bendemann.

»Drukmeting op het model van een gashouder in een kunstmatigen windstroom« (Druckmessung an dem Modell eines Gasometers im künstlichen Luftstrom) door ir. A. G. von Baumhauer in »De Ingenieur«, Orgaan van het Kon. Inst. van Ingenieurs en van de Vereenigung van Delftsche Ingenieurs, vom 1. Mai 1920, Nr. 18. Die Versuche wurden in der Göttinger Versuchsanstalt ausgeführt.

»Art und Verteilung des Windes in Deutschland« von Professor R. Süring, Meteorolog. Observatorium Potsdam, in »Der Betrieb« 1921, S. 709 u. f.

»Die neueren Fortschritte der flugtechnischen Strömungslehre« von Professor Dr. Prandtl, Göttingen, in »Zeitschrift des Vereines Deutscher Ingenieure« 1921, S. 959 u. f.

Dr. R. Sonntag.

Zur Stabilitätsfrage des Hubschraubers.

Von Karl Balaban.

Der Aufsatz im Heft 24 vom Jahre 1921 dieser Zeitschrift über die Stabilität des Hubschraubers gibt mir Anlaß zu einigen Bemerkungen, die das Problem der Stabilität eines Schraubenfliegers vielleicht doch in einem etwas anderen Lichte erscheinen lassen und damit auch die Frage des freifliegenden Hubschraubers berühren.

Herr Professor v. Kármàn kommt in seinen Untersuchungen zu dem Ergebnis, daß der Bau eines Schraubenfliegers zwar nicht aussichtslos ist, aber große Schwierigkeiten biete, und daß im allgemeinen der Mangel des Gleitvermögens im Falle eines Motordefektes den Vorteil des senkrechten Aufstieges aufhebe; weiters, daß eine Lösung des Stabilitätsproblems bisher nur durch die Fesselung mit mehreren Seilen gefunden sei.

Auf Seite 351 gibt Herr von Kármàn noch seiner persönlichen Überzeugung Ausdruck, daß nämlich alle bisherigen freifliegenden Hubschrauber labil gewesen seien und, wie zwischen den Zeilen zu lesen ist, wahrscheinlich es auch die zukünftigen sein werden, weil auf Grund der Gleichung (24) auf Seite 350 neben der stark gedämpften Bewegung entsprechend der Wurzel R_1 periodische Schwingungen mit wachsender Amplitude auftreten, das aufrichtende Moment »übersteuert« und infolgedessen der freifliegende Apparat umkippt.

Es muß hier vor allem darauf verwiesen werden, daß diese Resultate Folgerungen darstellen, die aus einem der Rechnung zugrunde gelegten Spezialfall hergeleitet wurden, so daß das Urteil auch nur mit der Einschränkung gilt, daß auf Grund der dortigen Berechnung solche Hubschrauber wahrscheinlich labil seien, welche entsprechend den Annahmen für die Berechnung so aufgebaut sind, daß zwei Luftschrauben entweder koaxial oder nebeneinander gegenläufig, aber mit gleichen Luftkräften arbeiten und gleichen Durchmesser haben.

Verallgemeinern aber läßt sich dieses Rechnungsergebnis nicht ohne weiteres.

Es wurde auf Seite 349 bei der Untersuchung der Stabilität der Einzelschraube gefunden, daß diese infolge der Kreiselwirkung und auch der sogenannten aerodynamischen Kreiselwirkung stabil ist, daß aber »leider diese gyroskopischen Wirkungen, und zwar sowohl die Kreiselwirkung der Massen, als die gyroskopischen Luftkräfte ausgeschaltet sind, wenn wir zwei gleiche gegenläufige Luftschrauben nehmen.«

Es fragt sich nun, ob es nicht Wege gibt, welche die Stabilität ermöglichen und dabei trotzdem gleichzeitig die Drehbewegung ausgleichen.

Eine Möglichkeit in diesem Sinne besteht darin, die Luftschrauben zwar gegenläufig um dieselbe Achse rotieren zu lassen, aber so, daß die äußere Schraube einen Kreisring beschreibt, also die Anordnung nach Abb. 1. Auf diesen Fall ist natürlich die unter 2 angestellte Rechnungsmethode und damit auch die Folgerungen nicht mehr anzuwenden. Denn bloße Überlegung zeigt, daß im großen und ganzen die Anordnung nach Abb. 1 sich wie eine Einzelschraube verhält, bei

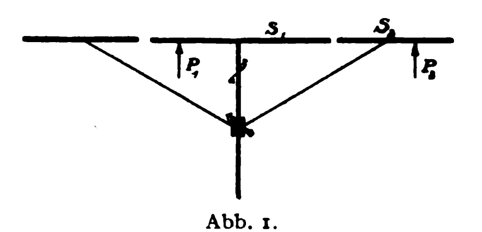


Abb. 1.

der allerdings die gyroskopischen Wirkungen an der Schraube S_2 durch die entgegengesetzt gerichteten an dem Propeller S_1 abgeschwächt, aber nicht aufgehoben sind, weil die Hebelarme der Luftkräfte P_1 und P_2 verschieden groß und daher es auch die Momente sind.

Es ist dies eine Lösung, obwohl wahrscheinlich noch viele andere existieren, welche die Stabilität auch des freifliegenden Hubschraubers verbürgen, denn praktisch kommt doch in erster Linie dieser in Betracht, wenn man nicht gerade die Spezialverwendung des gefesselten Schraubenfliegers im Auge hat.

Übrigens ist die oben erwähnte Anordnung der Hubschrauben schon während des Krieges entstanden und auch Herrn Prof. v. Kármàn bekannt gewesen, da vom Schreiber dieses ein darauf gegründeter Entwurf eines Schraubenfliegers dem ehemaligen k. u. k. Fliegerarsenal eingereicht worden war. Über die Vorarbeiten, die zu dieser Lösung geführt haben, soll in einem Aufsatz berichtet werden, der demnächst erscheinen wird.

Nach meiner Überzeugung kann auch ein freifliegender Hubschrauber vollkommen stabil sein, und es wäre von größter Bedeutung, wenn Versuche im großen angestellt werden könnten, die wohl bald die Bestätigung dafür erbringen würden.

Sehr geehrte Redaktion!

Zu dem Aufsatz des Herrn Balaban habe ich zu bemerken, daß ich keineswegs der Ansicht bin, daß alle zukünftigen freien Hubschrauber labil sein müssen. Insbesondere ist es klar, daß wenn die gyroskopischen Wirkungen sich nicht aufheben, eine gyroskopische Stabilisierung möglich ist. Ein Entwurf des Herrn Balaban ist mir zwar bekannt gewesen, doch so viel es mir erinnerlich ist, waren mehrere gegenläufige gleichgroße Schrauben bei diesem Entwurf in einem Kreisring angeordnet.

z. Z. Bremen, 17. VI. 1922.

Th. Kármàn.



Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Berlin W 35, Blumeshof 17 pt. Telephon: Lützow 6508.

Postscheckkonto: Berlin 228 44.

1. **Erhöhung der Mitgliederbeiträge.** Laut Beschluß der XI. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung in Bremen ist der Mitgliedsbeitrag wie folgt festgelegt:

I.	für ordentliche Mitglieder auf . . .	M.	300
	und für solche, die das 30. Lebensjahr noch nicht vollendet haben auf . . .	»	100
II.	für außerordentliche Mitglieder auf .	»	2000

III. Der Vorstand wird ermächtigt, auf Antrag in Ausnahmefällen die Beiträge der ordentlichen Mitglieder auf M. 100 und der außerordentlichen Mitglieder auf M. 500 zu ermäßigen.

Ordentliche Mitglieder können durch einmalige Zahlung von M. 5000 die lebenslängliche Mitgliedschaft, außerordentliche durch Zahlung von M. 30000 die Mitgliedschaft auf 30 Jahre erwerben.

Die Erhöhung dieser einmaligen Zahlung tritt sofort in Kraft.

Für das Jahr 1922 wird eine Umlage erhoben:

a)	von den ordentlichen Mitgliedern in Höhe von	M.	200
	und von denjenigen, für welche eine Ermäßigung des Beitrages vorgesehen ist, in Höhe von	»	50
b)	von den außerordentlichen Mitgliedern in Höhe von	»	400
	bzw. . . . . für diejenigen, für welche eine Ermäßigung eintreten kann.	»	300

Wir bitten um baldige Einzahlung der Beträge dieser Umlage auf unser Postscheckkonto: Berlin 22844.

2. Es ist beabsichtigt, für die im Jahre 1921 erschienenen **Beihefte der WGL eine Einbanddecke** beim Verlag Oldenbourg herzustellen. Die Herstellung und ebenso auch der Preis der Einbanddecken hängt indessen von der Anzahl der Bestellungen ab. Wir bitten daher um umgehende Mitteilung an unsere Geschäftsstelle, Berlin W 35, Blumeshof 17, wer von unseren Mitgliedern die Absicht hat, eine solche Einbanddecke zu bestellen.

3. Die Buchhandlung K. F. Koehler in Leipzig hat uns eine Kommissionssendung des Werkes **„Hoeppner, Deutschlands Krieg in der Luft“** zur Verfügung gestellt. Unsere Mitglieder werden gebeten, sich beim Ankauf dieses Buches zuerst an die WGL zu wenden.

4. Für die Wintermonate 1922/23 ist allmonatlich ein **Sprechabend** geplant. Wir bitten um recht baldige und zahlreiche Anmeldungen zu Vorträgen hierzu.

5. Im Monat Juli ist das Beiheft 7 (Berichte und Abhandlungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt) den Mitgliedern der Gesellschaft **kostenlos** zugesandt worden.

Inhalt: »Verfahren zur Vorberechnung der Selbstkosten in Luftverkehrsbetrieben und Charakterisierung anteiliger Einflüsse. Von E. Offermann;

Faktoren, welche die Rentabilität eines Flugverkehrs bedingen unter besonderer Berücksichtigung der Fluggeschwindigkeit. Von Richard Vogt;

Selbstkosten und Rentabilität im gewerbsmäßigen Luftverkehr von Hermann Döring.«

6. **Auszeichnung:**

In dem Wettbewerb für Sicherheit im Fluge ist unserm Vorstandsrat-Mitglied, Herrn Dr. Everling, der I. Preis zuerkannt worden.

Der Geschäftsführer:

Krupp.



Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

ZFM Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G. m. b. H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen ZFM

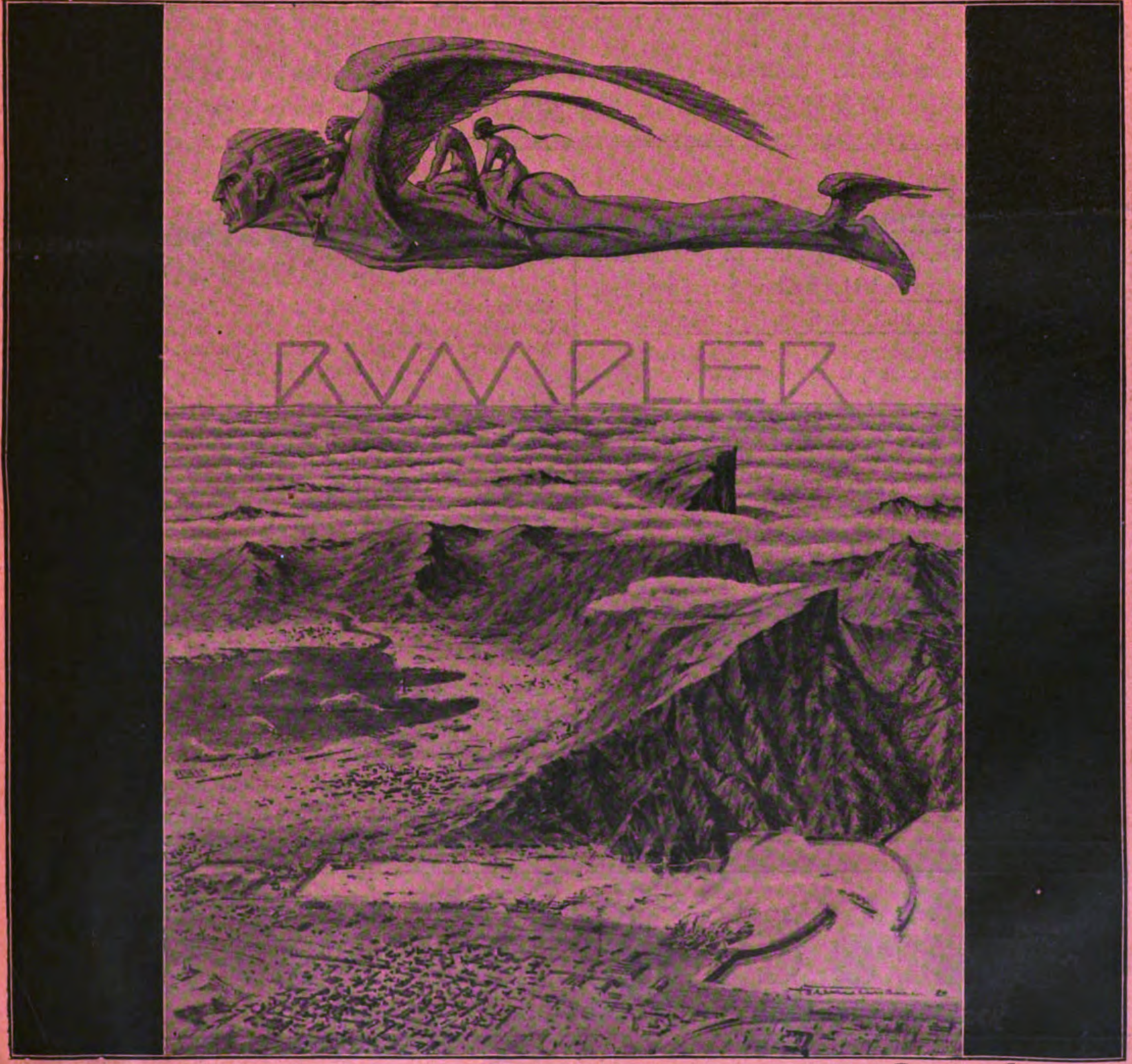
SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. L. Prandtl
Professor an der Universität Göttingen
Dr.-Ing. Wilh. Hoff
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

16. Heft — 31. August 1922 — 13. Jahrgang

INHALT:



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17**, zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zum Preise von M. 60.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien Fr. 25.—), England sh. 12.—), Dänemark (Kr. 10.–), Frankreich (Fr. 25.–), Japan (Yen 3.–), Italien (Lire 35.–), Luxemburg (Fr. 25.–), Niederlande (fl. 7.—), Norwegen (Kr. 11.—), Schweden (Kr. 10.—), Spanien (Pes. 15.—), Schweiz (Fr. 14.—), V. St. A. (Doll. 3.—).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 1.80 für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf 1.20 Pf. für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand**, die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München.
Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

16. Heft 31. August 1922 13. Jahrgang

Die Flugstreitkräfte der Großmächte in vier Bildern.

Von A. Baeumker.

Vorbemerkungen.

Zur Beurteilung bestimmter Kräfteverhältnisse werden gern statistische Unterlagen vergleichend gegenübergestellt. Diese Vergleiche sind um so treffender, je einfacher das Vergleichssystem nach Lage der Dinge sein kann.

Es ist bekannt, daß beispielsweise vor dem Weltkrieg Vergleiche der Flottenpolitik hauptsächlich in einer Gegenüberstellung der Tonnagezahlen ausgedrückt wurden, welche schließlich durch Englands »Zwei-Mächte-Standard« die Flottenrüstung bestimmen sollten. Solche Gegenüberstellungen bringen zwar nicht sämtliche Werte zum Ausdruck, lassen aber in ihrer einfachen Betrachtungsform gleichzeitig ziemlich zwangsläufige Rückschlüsse auf den organisatorischen und technisch-wirtschaftlichen Stand der Flottenrüstung des betreffenden Landes zu.

Nicht unähnlich liegen die Verhältnisse in der neuentwickelten Kriegs-Luftfahrt. Auch in ihr hat sich mit einer bestimmten Taktik eine ziemlich umgrenzte Klassenentwicklung der Luftfahrzeuge ergeben. Noch ist die reine Stückzahl der Luftfahrzeuge in ihrer heute noch feststellbaren Primitivität ein guter Gradmesser für das Maß der Luftrüstung. Bei fortschreitender Entwicklung wird man besser PS-Zahl oder andere Leistungseigenschaften zum vergleichenden Wertfaktor verwenden. Ergänzend kann man noch den Personalbestand und — beim Unterschied der Kaufkraft der Währungen jedoch nur in begrenztem Maße — die Geldaufwendungen der Länder zur Bewertung der Luftrüstung und der hinter ihnen stehenden Kräfte heranziehen.

Die Luftmacht ist ein Faktor, der die Seemacht an politischer Bedeutung bald übertreffen wird! Ihre eingehendere Bewertung hat somit politischen Sinn. Die Konferenz von Washington hat erstmals offizielles Material der beteiligten Großmächte von gewisser Zuverlässigkeit mit dem Stand vom 1. Oktober 1921 veröffentlicht. Nachfolgend ist nach den ausgeführten Gesichtspunkten aus Angaben der Auslandspresse vergleichsweise einiges Material zusammengestellt.

Erstes Bild: Die Flugzeugarten.

a) Vergleich von Ist mit Soll:

Der Istbestand an Flugzeugen erreicht das Soll in:

Vereinigte Staaten	mit 44 vH
England	» 97 »
Frankreich	» 80 »
Italien	» 38 »
Japan	» 49 »

Die Tatsache, daß England den Sollbestand an Flugzeugen fast erreicht hat, ist wohl einmal seiner Selbstbeschränkung in der Aufstellung seines Sollbestandes — Geldfrage, politische Klugheit — zuzuschreiben. Sodann hat es in alten Kriegsbeständen einen gewissen technischen und in der günstigen internationalen Bewertung seines Geldes einen finanziellen Rückhalt.

In Frankreich wird der übertrieben hohe Sollbestand prozentual nicht in diesem Maße erreicht. Die Ursache hierfür dürfte in erster Linie in der geradezu krankhaften Übertreibung seines Solls im Rüstungsaufwand liegen. Die Leistungsfähigkeit seiner Industrie reicht, im Verhältnis zu den Aufgaben gemessen, auch nicht an die der englischen Luftfahrzeugindustrie heran. Die finanziellen Grundlagen des französischen Budgets tragen nicht gerade zur Erreichung des (allzu) hochgesteckten Zieles bei.

Die Vereinigten Staaten sind von der Erreichung ihres Solls noch weiter entfernt. Die Gunst ihrer geographischen und wirtschaftlichen Lage gestattet ihnen weitgehende Rüstungseinschränkungen ohne politische Nachteile. Die noch nicht voll entwickelte Luftfahrzeugindustrie dieses einzigen Siegers aus dem Weltkrieg wendet sich zunächst vorzugsweise den Aufgaben des gewaltig anwachsenden, wirtschaftlicheren Luftverkehrs zu.

Italien hat sich mit seinem Soll ein Ziel gesteckt, das seiner Wirtschaftslage und dem Stande seiner Luftfahrzeugindustrie nicht voll entsprechen dürfte.

Japan ist weit entfernt, ein Programm zu verwirklichen. Seine Industrie wird noch längere Zeit der Entwicklung brauchen, um solchen Anforderungen gerecht zu werden. Die schwierige Lage der Staatsfinanzen dürfte gleichfalls hemmend wirken.

b) Vergleiche der Flugzeugklassen der Staaten untereinander.

Von der Gesamtzahl der vorhandenen Flugzeuge (Istbestand) entfallen bei den beteiligten fünf Großmächten auf:

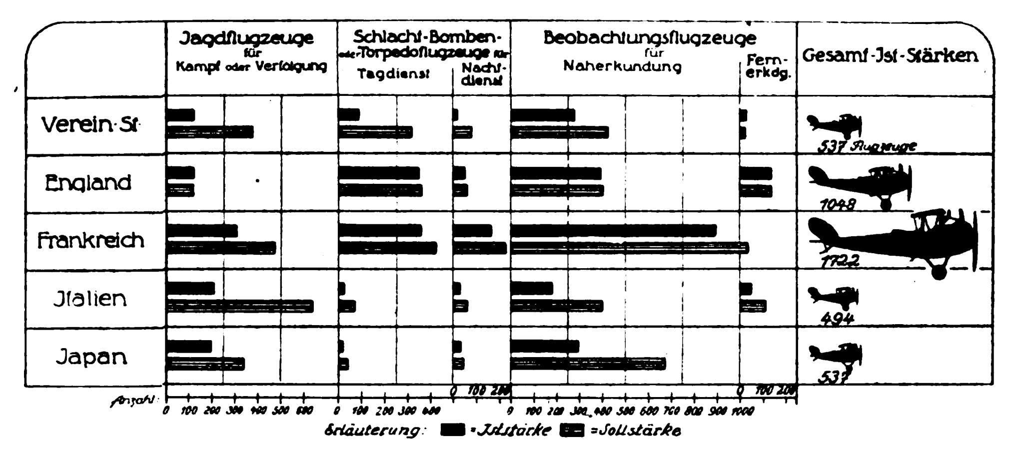
	Jagdflugzeuge vH	Schlacht-Bombenflugzeuge vH	Beobachtungsflugzeuge vH
Vereinigte Staaten	22,3	19,7	58
England	11,1	37,9	50,9
Frankreich	17,6	30,2	52,2
Italien	41,9	10,7	47,4
Japan	36,3	8,9	54,8

Diese Zahlen geben ein ziemlich anschauliches Bild der verschiedenartigen Bewertung der einzelnen Flugzeugklassen für die Aufgaben des Kriegs in den einzelnen Ländern.

In England wird die Klasse der Schlacht-, Bomben- und Torpedoflugzeuge höher bewertet als in den anderen Ländern. Das mag seine Begründung in der psychologischen Einstellung des englischen Fliegers finden. Dieser bringt, wie der Krieg beweist, auf der Grundlage der sportlichen Schulung einer ganzen Rasse beim angriffsweisen Kampf mit Bomben und Schußwaffen gegen Erdziele eine besondere Eignung auf. Auch ist die englische Streitmacht aus jahrhundertealter Tradition in erster Linie auf die Führung von See- und Kolonialkriegen eingestellt. Bei dieser Form der Kriegsführung tritt die taktische und strategische Erkundung und — zunächst — die Luftjagd gegenüber einer aktiven Kampftätigkeit durch Eingreifen in den Erdkampf an Bedeutung zurück. Nur aus diesen Gesichtspunkten heraus ist auch der im Verhältnis zur Gliederung der englischen Fliegertruppe im verflossenen Kriege äußerst geringe prozentuale Anteil der Jagdflugzeuge an der Gesamtzahl zu verstehen. Diese Feststellung zeigt auch, daß die Gliederung der englischen Flugstreitkräfte im wiedergegebenen Zeitpunkt (1. Oktober 1921) die Aufrechterhaltung der alten Entente zur Grundlage hatte.

Dasselbe kann von Frankreich gesagt werden. Hier ist die hohe Prozentzahl der Beobachtungsflugzeuge gegenüber den anderen Flugzeugklassen in erster Linie eine Bestätigung für die bereits im Kriege gemachte Feststellung, nach der die Kampftätigkeit der französischen Luftstreitmacht sich in erster Linie an die Kampftätigkeit des Heeres anschließt und den selbständigen Einsatz, den reinen lufttaktischen Einsatz demgegenüber zurücktreten läßt. Eine solche Einstellung der französischen Luftstreitkräfte entspricht nicht nur deren historischer und psychologischer Grundeinstellung, sondern zeigt auch im Zeitpunkt der Statistik die Ziele einer auf Kontinentalbeherrschung durch ein großes Landheer gestützten äußeren Politik, welcher in bezug auf die Rüstungen die sichtbare Spitze gegen das benachbarte Weltreich klugerweise zunächst fehlt. Allerdings ist zu beachten, daß die Klasse der Beobachtungsflugzeuge doch in gewissen Grenzen zu Bombenwürfen ausgenutzt werden kann.

Bei Italien wiederum treten die Jagdflugzeuge an Zahl gegenüber den anderen Flugzeugarten sehr in den Vordergrund. Sie erreichen an Zahl fast die Beobachtungsflugzeuge! Durch das fast völlige Fehlen der Schlacht-, Bomben- und Torpedoflugzeuge erhalten die italienischen Fliegerstreitkräfte einen mehr defensiven Charakter.



Die Luftstreitkräfte der Großmächte.
Ist- und Sollstärken am 1. 10. 1921 nach den Angaben des Unterausschusses für Luftfahrwesen der Washingtoner Konferenz.
Abb. 1.

In Japan liegen die Verhältnisse ähnlich wie in Italien. Entsprechend den Vorbemerkungen besteht auch bei den Angaben dieser Statistik über die Flugzeugklassen die Möglichkeit gewisser Unrichtigkeiten innerhalb der Klasseneinteilung. Die heutigen Konstruktionen geben oft noch die Möglichkeit der wahlweisen Verwendung eines Flugzeugs bei mehreren Klassen. Von diesem Umstand dürfte aus politischen Rücksichten u. U. bei der Washingtoner Konferenz Gebrauch gemacht worden sein.

Die Gesamt-Iststärken werden weiter unten beim vierten Bild miteinander verglichen.

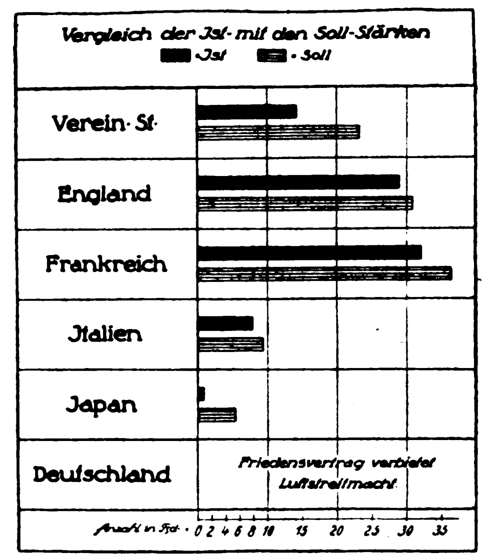
Zweites Bild: Personalstärken der Luftstreitkräfte.

a) Vergleich von Ist- mit Sollstärken:

Der Personal-Istbestand erreicht das Soll bei:

Vereinigten Staaten mit 61 vH Frankreich . . mit 88 vH
England . . . . . » 94 » Italien . . . . » 84 »
Japan . . . . . . mit 51 vH

Personalstärken der Luftstreitkräfte (Flieger- u. Luftschiffertruppen) der fünf Großmächte.
Stand am 1. 10. 1921 nach den Angaben des Unterausschusses für Luftfahrt der Washingtoner Konferenz.



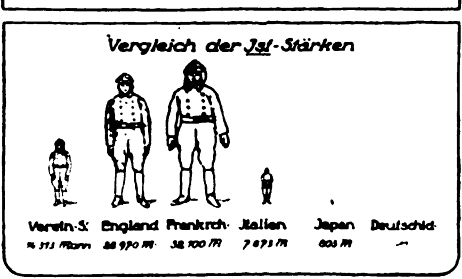


Abb. 2.

Mithin liegen die Verhältnisse in Japan am ungünstigsten. England kommt seinen Etats mit dem Istbestand genau wie bei den Flugzeugstärken auch hier am nächsten.

b) Vergleich des Personal-Istbestands mit dem Istbestand an Flugzeugen (vgl. auch erstes Bild):

Es kommen auf je 10 Flugzeuge in den

Vereinigten Staaten . . . . 23 Mann
England (kann nicht berechnet werden)
Frankreich . . . . 16 »
Italien . . . . 13 »
Japan . . . . 10 »

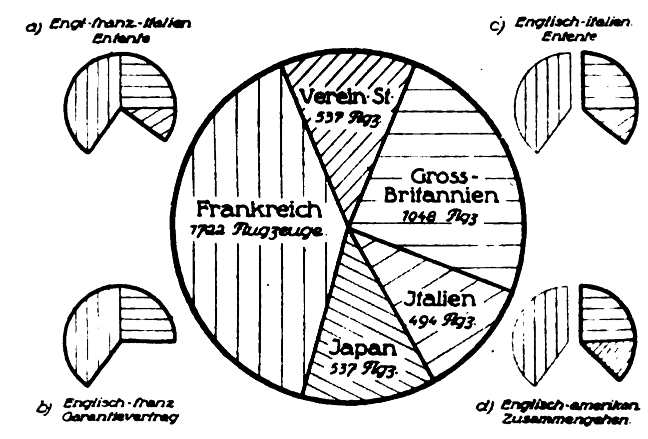
Drittes Bild: Vergleichende Berechnung des Stärkeverhältnisses der Fliegerstreitkräfte.

Wie für die Tonnagezahl und Schiffszahl bei den Kriegsflotten, so ergibt die Gegenüberstellung der Flugzeugzahlen für die Fliegerstreitkräfte der Großmächte politisch wichtige Anhaltspunkte.

Das dritte Bild beleuchtet die machtpolitischen Folgen des Kriegsausgangs, insbesondere für Europa. Diese Folgen werden noch dadurch verschärft, daß den unterlegenen Großmächten Rußland und Deutschland neben den Bruchstücken ihrer alten Armeen und Flotten nicht ein einziges kriegsbrauchbares Luftfahrzeug zur Sicherung ihrer Grenzen zur Verfügung steht. Die russischen Kriegsflugzeuge scheiden für einen Kampf mit den Großmächten der Siegerstaaten ihrer technischen Eignung nach aus.

Der augenblickliche Stand der europäischen Politik mit den drei Großmächten der durch den Zwang der Friedensverträge zusammengehaltenen Entente ergibt demgegenüber die völlige machtpolitische Wehrlosigkeit der Unterlegenen ein-

Stärkeverhältnisse der Luftstreitkräfte der Weltmächte.
Zugleich Bild der luftpolitischen Bedeutung politischer Mächtegruppierungen.



Stand am 1. 10. 1921 nach den Angaben des Unterausschusses für Luftfahrwesen der Washingtoner Abrüstungskonferenz.
Erläuterung: Die Verhältnisse der Kreisausschnitte zueinander zeigen das gegenseitige Stärkeverhältnis.

Abb. 3.

schließlich Rußland zur Luft (siehe a) im dritten Bild). Diese drei Mächte besaßen am 1. Oktober 1921 dreiviertel der Gesamtheit der Flugzeuge aller fünf Großmächte (75,2 vH)!

Der im Zusammenhang mit der Lösung des Reparationsproblems von Frankreich angestrebte englisch-französische Garantievertrag — siehe b) im dritten Bild — würde auch ohne Italien mit rd. $^3/_5$ (genauer: 63,8 vH) des Gesamtflugzeugbestandes der fünf Großmächte immer noch das durch den Kriegsausgang geschaffene neue Kräftesystem durch absolute Überlegenheit beim Zusammenschluß auch nur zweier Großmächte erhalten.

Eine englisch-italienische Entente — siehe c) im dritten Bild — würde in der Luft mit zusammen 35,5 vH des Gesamtflugzeugbestandes aller fünf Großmächte die 39,7 vH, welche Frankreich besitzt, noch nicht voll erreichen. Das Beispiel zeigt die innere Unausgeglichenheit der Machtverhältnisse innerhalb der Entente. Dieser Zustand ist hier wie auf den anderen Gebieten die Ursache für die bedeutende Stellung Frankreichs auf dem europäischen Festland seinen Verbündeten gegenüber.

Auch ein englisch-amerikanisches Zusammengehen, das für innereuropäische Angelegenheiten ja kaum in Frage kommt, ergäbe kein wesentlich anderes Bild (England und Vereinigte Staaten zusammen 36,5 vH gegen Frankreich 39,7 vH des Gesamtflugzeugbestandes aller fünf Großmächte). — Vgl. d) im dritten Bilde.

Zur Luft besitzt heute Frankreich den Zwei-Mächte-Standard, den vor ihm England zur See aufgestellt hatte!

Viertes Bild: Jahresausgaben 1921 bei vier Großmächten.

Beim Vergleich mit den Flugzeugzahlen (erstes Bild) kommt am 1. Oktober 1921 zum durchschnittlichen Dollarkurs dieses Monats an Gesamtunkosten für die Luftstreitkräfte auf ein Flugzeug bei:

Vereinigte Staaten	je	83450 Doll.
England	»	55520 »
Frankreich	»	9400 »
Italien	»	5280 »

Jahresausgaben für die Luftstreitkräfte der vier Großmächte im Etatsjahr 1921.
Umgerechnet zum durchschnittl. Dollarwert des Monats Oktober 1921.

Verein-St.	47 900 000 $
England	58 180 000 $ (15 000 000 £)
Frankreich	16 197 000 $ (224 000 000 Frs.)
Italien	2 608 000 $ (66 060 600 Lire)

Erläuterungen: Ein Vergleich mit dem tatsächlichen Umfang der Rüstungen zur Luft (Bild 1, 2 und 3) zeigt die unterschiedliche Bewertung des Geldes im innern Markt des betreffenden Landes. Die Landeswährung ist in Klammern () hinzugefügt. Ein Rückschluß auf die Größe der Rüstungen und die Anspannung des Volksvermögens durch den Staatshaushalt kann aus der Statistik somit nicht gezogen werden.

Abb. 4.

Diese Zahlen zeigen zusammen mit den weiteren Angaben des Bildes die unterschiedliche Bewertung des Geldes im inneren Markt der einzelnen Länder. Ein sicherer Rückschluß auf die tatsächliche Größe der Rüstungen und die Anspannung des Volksvermögens durch die Rüstungsausgaben zur Luft kann bei der Unwägbarkeit der einzelnen Wirtschaftsfaktoren aus der Statistik nicht gezogen werden. Immerhin bleibt das auffallend niedrige Verhältnis der Ausgaben Frankreichs bemerkenswert.[1])

Schlußwort.

Mehr als die in den Vorbemerkungen zur Begründung der Statistik vergleichsweise herangezogenen Tonnagezahlen der Kriegsflotten unterliegt eine Statistik der Luftstreitkräfte dem schwankenden Begriff der Zahl. Die sehr viel kleinere Einheit, die kurze Bauzeit, der geringere Aufwand beim Flugzeug als der Rechengröße in den Statistiken ermöglicht schnellere Verschiebungen der Kräfteverhältnisse unter den Luftstreitkräften der Großmächte als beim Flottenbau. Geheime Reservebestände sind hier leichter der eifersüchtigen internationalen Überwachung zu entziehen.

[1]) In allen Zahlen, auch bei England, sind die — sehr erheblichen — Posten für Gehälter und Pensionen nicht enthalten, da diese bei der Mehrzahl der Länder im allgemeinen Heeresetat zur Verrechnung kommen.

Über die Etatsausgaben für die Luftstreitkräfte Japans liegen Veröffentlichungen nicht vor.

Das Caproni-Riesen-Flugboot.[1])

Von Max Munk,
National Advisory Committee for Aerononautics, Washington.
Übersetzt und in deutsche Einheiten umgerechnet von
G. Lachmann, Göttingen.

Die flugtechnische Wissenschaft ist noch nicht soweit fortgeschritten, daß sie eine vollständige und umfassende Vorkalkulation eines flugtechnischen Projektes geben könnte. Es läßt sich in der Tat bezweifeln, ob die Wissenschaft überhaupt jemals so weit entwickelt werden kann. Ein neuer Plan wird immer Gefahren einschließen, und zwar in um so größerem Maße, je mehr das Projekt von den bisher ausgeführten und erprobten Maschinen abweicht. Das endgültige Urteil kann erst dann gefällt werden, wenn das betreffende Projekt Wirklichkeit geworden ist.

Jedoch befähigt uns die flugtechnische Wissenschaft dazu, in gewissem Umfange einen neuen Plan abzuschätzen. Je größer das Wagnis des neuen Projektes ist, um so wünschenswerter erscheint es, die Erkenntnis, die uns die Wissenschaft verschafft, anzuwenden und auf diese Weise das unvermeidliche Risiko auf ein Minimum herabzusetzen. Die heutige aerodynamische Wissenschaft ist imstande, wertvolle Winke für die Entwicklung des Flugwesens zu geben und von vornherein gewisse Fehler eines Projektes zu zeigen, so daß Geld und Zeit gespart werden bzw. für einen mehr Erfolg versprechenderen Zweck angewendet werden können.

Die Caproni-Gesellschaft baute vor einiger Zeit ein Flugboot von ungewöhnlicher Konstruktion, dessen Bild in den meisten flugtechnischen Zeitschriften veröffentlicht worden war. Die Tragfläche bestand aus drei Dreideckern in Tandemanordnung, deren untere Flügel an einem Rumpf befestigt waren. Nach der Beschreibung sollte dieser Rumpf Raum für 100 Personen bieten. Die wichtigsten Angaben waren folgende:

Gesamtgewicht	24000 kg
Gesamte Motorleistung	3200 PS
Gesamtfläche	772 m²
Spannweite	32,9 m.

Bei seinem ersten Flug fiel das Flugboot kopfüber in einen See und wurde zerstört.

In den folgenden Zeilen soll versucht werden, zu zeigen, daß dieses Versagen vorausgesagt werden konnte. Es ist nicht beabsichtigt, Einzelheiten dieses Flugzeuges durchzurechnen, da sie noch nicht bekannt geworden sind. Es ist lediglich beabsichtigt, nach gewissen Gesichtspunkten und in einer angenäherten Methode die zu erwartende Leistungsfähigkeit abzuschätzen und in einer ebenso rohen, aber für den vorliegenden Zweck ausreichenden Weise die Längsstabilität zu untersuchen, deren Fehlen den restlosen Bruch dieses Flugzeuges verursacht hat.

Überschlagsrechnung der Leistung.

Der schädliche Widerstand des Flugbootes einschließlich des schädlichen Widerstandes der Flügel, d. h. also der Gesamtwiderstand des Flugbootes abzüglich des induzierten Widerstandes der Tragflügel kann angesetzt werden zu

$$c_r \cdot F \cdot q,$$

[1]) Diese Abhandlung schien mir wegen der darin angestellten anschaulichen Überlegungen aerodynamischer Art auch heute noch von Interesse zu sein, wo der »Capronissimo« längst keine Sensation mehr bedeutet. Ich habe deshalb die Übersetzung der in den Technical Notes des U. S. N. A. C. A. erschienenen Arbeit veranlaßt. Von dem Inhalt ist manches dem deutschen Leser bereits geläufig, was Munk den Amerikanern auseinandergesetzt. Doch wird auch hier die hübsche Darstellung ungekürzt willkommen sein. Prandtl.

wobei F den gesamten Flächeninhalt der Tragflügel, c_r einen dimensionslosen Beiwert, der für das Caproni-Flugboot zu 0,04 angenommen werden kann, und $q = \frac{1}{2} \varrho V^2$ den Staudruck entsprechend einer Fluggeschwindigkeit V und einer Luftdichte ϱ darstellen. Der induzierte Widerstand beträgt

$$\frac{A^2}{\pi b^2 \cdot q}.$$

A stellt das Gesamtgewicht dar und b die Spannweite der Tragflügel. Der Abstand der Dreideckerflächen ist in diesem Ausdruck nicht berücksichtigt, kann aber für diese vorläufige rohe Schätzung ausfallen. Der Gesamtwiderstand ist dann

$$W = c_r \cdot F \cdot q + \frac{A^2}{\pi \cdot q \cdot b^2} \quad . \; . \; . \; . \quad (1)$$

η sei der Wirkungsgrad der Luftschrauben, dann beträgt die erforderliche Leistung

$$P \cdot \eta = V \left(c_r \cdot F \cdot q + \frac{A^2}{\pi \cdot q \cdot b^2} \right) \quad . \; . \; . \quad (2)$$

Die Dichte hängt von der Höhe ab und nimmt um $\sim$ 1 vH alle 100 m ab. In der vorliegenden Überschlagsrechnung sei Seehöhe angenommen. Bei konstanter Luftdichte hängt der Wert der rechten Seite von Gleichung (2) nur von der Geschwindigkeit V ab. Bei gegebener Leistung kann Gleichung (2) als eine Gleichung mit einer Unbekannten angesehen werden. Bei ihrer Auflösung wird die maximale Fluggeschwindigkeit erhalten.

Gleichung (2) gilt nur, wenn das Flugboot in gleichbleibender Höhe fliegt. Beim Steigen muß die erforderliche Energie von den Luftschrauben geliefert werden. Die Fluggeschwindigkeit wird sich entsprechend vermindern. Die vertikale Geschwindigkeit erreicht ihren größten Betrag, wenn die zum Schweben erforderliche Arbeit am kleinsten ist, dann ist nämlich der Unterschied zwischen der von den Luftschrauben geleisteten Arbeit und der von dem Flugboot zum Schweben verbrauchten am größten. Dieser Unterschied steht für das Steigen zur Verfügung. Daher ist es von Nutzen, den Betrag der kleinsten aufgewendeten Arbeit und die entsprechende Fluggeschwindigkeit zu wissen. Wir erhalten die Bedingung für das Minimum, indem wir den Ausdruck für die Arbeit, die rechte Seite der Gleichung (2), nach V differenzieren.

$$0 = 3\, c_r \cdot F \cdot q - \frac{A^2}{\pi \cdot q \cdot b^2} \quad . \; . \; . \; . \quad (3)$$

Damit sind die Gleichungen gewonnen, die wir für die Rechnung gebrauchen. Wenn man die besonderen Werte einsetzt und Meter, Kilogramm und Sekunden als Einheiten, für die Geschwindigkeit jedoch Kilometerstunden wählt, erhält man aus Gleichung (2).

$V = 137$ km/h als Maximum der Fluggeschwindigkeit. Aus (3) ergibt sich $V = 95{,}6$ km/h. Die bei dieser Geschwindigkeit erforderliche Leistung beträgt 1810 PS.

Die gesamte verfügbare Leistung beträgt bei Annahme eines Schraubenwirkungsgrades $\eta = 0{,}7$, $3200 \cdot 0{,}7 = 2240$ PS. Für das Steigen verbleiben daher noch $2240 - 1810 = 430$ PS.

Die Steiggeschwindigkeit beträgt $\frac{430 \cdot 75}{24000} = 1{,}3$ m/s. Diese Überschlagsrechnung ist natürlich nur angenähert und gibt nur ein ungefähres Bild von den wirklichen Verhältnissen. Die Rechnung könnte wesentlich erweitert werden, wenn noch nähere Einzelheiten in Betracht gezogen werden können. Für den vorliegenden Zweck ist das Ergebnis jedoch genau genug.

Die Längsstabilität.

Schon auf den ersten Blick scheinen die Abmessungen des Caproni-Flugbootes unvereinbar mit den Bedingungen der Längsstabilität. Jedes der gebräuchlichen Flügelprofile besitzt eine Druckpunktswanderung nach der Vorderkante zu, wenn der Anstellwinkel sich vergrößert. Sie sind daher in der Längsrichtung unstabil und bedürfen einer besonderen Vorrichtung zur Stabilisierung, was im allgemeinen mit Hilfe einer Schwanzfläche bewirkt wird. Das Caproni-Flugboot besitzt weder Schwanz noch eine besondere Schwanzfläche. Es ist nun allerdings richtig, daß der dritte Dreidecker wie eine Schwanzfläche wirken kann, wenn sein Anstellwinkel entsprechend kleiner ist als der der beiden ersten Dreidecker. In diesem Falle müssen die beiden ersten Dreidecker das Flugzeug allein tragen, während der dritte Dreidecker lediglich als Stabilisator wirkt. Aber selbst dann erscheint es zweifelhaft, ob die Instabilität der Flügel ausgeglichen werden kann, da eine Schwanzflosse nur dann wirksam ist, wenn die vor ihr befindliche Flügelfläche nicht zu groß ist.

Für den vorliegenden Zweck genügt es, wenn man dies für einen Eindecker mit hinterer Schwanzflosse zeigt. Das erzielte Ergebnis kann in erster Näherung für jede andere Flügelanordnung herangezogen werden.

Die Schwanzfläche liegt in dem Abstrom des Vorderflügels. Ihr aerodynamischer oder effektiver Anstellwinkel ist dementsprechend kleiner als der wirkliche (oder geometrische) Anstellwinkel. Die Differenz stellt den Winkel dar zwischen der Flugrichtung und dem relativ zum Flugzeug strömenden Luftstrom. Daher ist der Auftrieb gewöhnlich kleiner, als er es ohne Abstrom sein würde.

Dieser Unterschied zwischen geometrischem und aerodynamischem Anstellwinkel, der durch die vor der Schwanzfläche liegenden Flügel erzeugt wird, sei im folgenden mit »induzierter« Anstellwinkel bezeichnet. Er ist proportional dem Auftriebsbeiwert der Flügel und gleichzeitig dem tatsächlichen Anstellwinkel der Flosse, woraus folgt, daß das Verhältnis von geometrischem und effektivem Anstellwinkel konstant und unabhängig vom Anstellwinkel und der Geschwindigkeit ist. Praktisch ist der prozentuale Betrag, um welchen der geometrische Anstellwinkel größer ist als der effektive für einen bestimmten Flugzeugtyp konstant und lediglich abhängig von den Abmessungen.

Je mehr Flügelfläche sich vor der Flosse befindet, um so kleiner ist das Verhältnis von geometrischem Anstellwinkel zum induzierten Anstellwinkel. Bei weiterem Anwachsen der Tragfläche wird schließlich ein Grenzwert erreicht, bei welchem der induzierte Anstellwinkel die Größe des geometrischen erreicht. In diesem Falle ist der effektive Anstellwinkel gleich Null und die Flosse hat immer denselben Anstellwinkel relativ zur umgebenden Luft. Von jetzt ab kann sie jedoch keine stabilisierenden Kräfte mehr ausüben. Wird die Flügelfläche noch weiter vergrößert, dann wird der effektive Anstellwinkel sogar negativ und das Flugzeug ist mit Flosse weniger stabil als ohne Schwanzfläche.

Zur praktischen Veranschaulichung dieses Gedankens soll das Verhältnis der beiden Anstellwinkel abgeschätzt werden. Dies kann im allgemeinen angenähert erfolgen. Bei kleinen Anstellwinkeln wächst $c_a = A/F \cdot q$, um ungefähr 0,1, wenn der effektive Anstellwinkel um 1° zunimmt. Dieser effektive Anstellwinkel ist nicht identisch mit dem geometrischen. Selbst wenn kein anderer Körper sich in der Nachbarschaft befindet, ist der Flügel von einem durch ihn selbst hervorgerufenen Abstrom umgeben. Der zu diesem Abstrom zugehörige Anstellwinkel kann etwa mit »selbstinduzierter« Anstellwinkel bezeichnet werden. Für einen bestimmten Auftriebskoeffizienten muß der Anstellwinkel um den Betrag dieses selbstinduzierten Winkels vergrößert werden, um den wirklichen Anstellwinkel zu erhalten. Der selbstinduzierte Anstellwinkel hat folgenden Betrag[1]):

$$\alpha_i = \frac{A}{\pi \cdot q \cdot b^2} \cdot 57{,}3^0 = \frac{c_a \cdot F}{\pi \cdot b^2} \cdot 57{,}3^0.$$

Der Anstellwinkel des Abstromes in gewissem Abstand hinter dem Flügel hat immer den doppelten Betrag. Die mathematische Theorie ergibt genau den doppelten Betrag, empirisch wurde ein um etwa 10 vH geringerer Betrag festgestellt.

Dies ist alles, was wir zur Rechnung brauchen. Wenn wir den Auftriebsbeiwert um einen bestimmten Betrag Δc_a vergrößern, muß der effektive Anstellwinkel um $10^0 \cdot \Delta c_a$ vergrößert werden. Der selbstinduzierte Winkel wächst um $\frac{57{,}3^0}{\pi} \cdot \frac{F}{b^2} \Delta c_a$, und daher muß der geometrische Anstellwinkel um die Summe dieser beiden vergrößert werden.

$$\Delta \alpha = \Delta c_a \left[10^0 + \frac{57{,}3^0}{\pi} \cdot \frac{F}{b^2} \right] \quad . \; . \; . \; . \quad (5)$$

[1]) Techn. Berichte Bd. II, S. 187.



Der induzierte Anstellwinkel hinter dem Flügel wächst zur gleichen Zeit um folgenden Betrag

$$2\,\Delta\alpha_i = 2\,\Delta c_a \frac{57{,}3^0}{\pi}\cdot\frac{F}{b^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

Die Zunahme des effektiven Anstellwinkels der Flosse ist die Differenz von (5) und (6), d. h.

$$\Delta\beta = \Delta c_a\left[10^0 - \frac{57{,}3^0}{\pi}\cdot\frac{F}{b^2}\right] \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

Die Flosse wird unwirksam, wenn der Ausdruck in der Klammer gleich Null wird.

Um eine stabilisierende Wirkung zu erreichen, muß gelten

$$\frac{F}{b^2} \leqq 0{,}55 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

Wenn man entsprechend den Versuchen einen etwas geringeren Abstrom berücksichtigt, ergibt sich als Grenze

$$\frac{F}{b^2} < 0{,}7 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8a)$$

(8) und (8a) sind die Formeln, auf die es uns ankommt. Die gleichen Betrachtungen gelten für ein komplizierteres Flügelsystem. Es ist zwar richtig, daß die rechte Seite der Gleichung (8) sich dann etwas ändert. Dieser neue Wert weicht jedoch nicht stark davon ab. Gleichung (8) kann daher auch hier in erster Annäherung benutzt werden.

Für den Caproni ist $F/b^2 = 0{,}68$. Dieser Wert entspricht etwa dem Grenzwert von Gleichung (8a). Es ist daher notwendig, die Wirksamkeit einer Flosse hinter dem Dreidecker etwas sorgfältiger zu untersuchen. Auf alle Fälle müßte diese Flosse ungewöhnlich groß sein, um die beträchtliche Abnahme des effektiven Anstellwinkels, die durch den Abstrom hervorgerufen wird, auszugleichen. Da jedoch der Caproni keine Flosse hinter dem dritten Dreidecker besitzt, kann diese Untersuchung unterbleiben. Wenn wir hierauf den dritten Dreidecker als eine große Flosse auffassen, ist lediglich die Größe der Flügelfläche in Betracht zu ziehen, die sich vor ihm befindet. Diese beträgt jedoch nur zwei Drittel der Gesamtfläche, d. h. F/b^2 beträgt nur 0,43, und es erscheint möglich, daß die stabilisierende Wirkung dieser großen Schwanzflosse ausreicht.

Der dritte Dreidecker wirkt jedoch nur unter der Bedingung als Flosse, wenn sein geometrischer Anstellwinkel beträchtlich kleiner ist als der der beiden anderen Dreidecker. Die beiden ersten Dreidecker müßten das Gesamtgewicht aufnehmen. Demgemäß läge der Schwerpunkt zwischen den beiden ersten Dreideckern ungefähr in der Mitte zwischen beiden. Die konstruktive Anordnung des Caproni deutet jedoch darauf hin, daß der Schwerpunkt nicht hier liegt sondern in der Nachbarschaft des zweiten Dreideckers. Der dritte Dreidecker ist nicht als Flosse gebaut, sondern muß ein Drittel des Gesamtgewichtes tragen. Dieses ergibt sich aus den photographischen Aufnahmen des Flugzeuges.

Der Schwerpunkt des leeren Rumpfes liegt ungefähr in der Nähe des zweiten Dreideckers. Die 100 Fluggäste sollen anscheinend längs des ganzen Rumpfes verteilt werden. Seine Länge beträgt nach den Photographien ungefähr 18,3 m, seine Breite anscheinend mehr als 2,4 m. Die Bodenfläche ist ungefähr 45 m², d. h. ∾ 0,45 m² für einen Passagier. Jedenfalls nicht sehr viel weniger. Die Fenster in dem Rumpf berechtigen ebenfalls zu der Annahme, daß der ganze Raum von den Reisenden ausgefüllt wird. Die Gewichte der drei Dreidecker sind ungefähr gleich, und ihre Anordnungen sind derart, daß der gemeinsame Schwerpunkt in der Nachbarschaft des zweiten Dreideckers liegt. Die Maschinenanlage besteht aus acht Motoren, welche sechs Propeller treiben. Aus den Aufnahmen ergibt sich, daß vier Motore die vier vorderen Propeller des ersten Dreideckers antreiben, ein gleiches Aggregat befindet sich an dem hinteren Dreidecker. Der gemeinsame Schwerpunkt liegt also auch in der Mitte des Flugzeuges. Es bleibt also lediglich noch die Anordnung der Brennstoffbehälter übrig. Ihr Gewicht ist jedoch beim Start nicht groß genug, um die Lage des Schwerpunktes wesentlich zu verändern. Wenn die Zahl der Flugreisenden tatsächlich 100 beträgt, kann das Flugzeug höchstens eine geringe Betriebsstoffmenge aufnehmen.

Bei der Landung ist das Betriebsstoffgewicht sicherlich klein und kann daher die Lage des Schwerpunktes nicht wesentlich beeinflussen.

Aus all diesen Betrachtungen heraus dürfte erhellen, daß die Lage des Schwerpunktes sich in der Mitte des Flugzeugs befindet. In diesem Falle ist das Flugzeug außerordentlich unstabil. Es erübrigt sich, darauf hinzuweisen, daß sich die Instabilität der drei einzelnen Dreidecker summiert und auf keine Weise ausgeglichen wird. Die drei Dreidecker bilden einen einzigen großen Tragflügel, welcher als Ganzes auf Grund von Windkanalmessungen unstabil ist.

In einem bestimmten Flugzustand soll Gleichgewicht bestehen, einerlei ob es durch die Wirkung der Steuerruder oder durch verschiedene Anstellwinkel der Dreidecker hervorgerufen wird. Nun soll der Anstellwinkel etwas anwachsen und die Zunahme des Auftriebes an den drei Dreideckern betrachtet werden. Bei dieser Untersuchung sollen die theoretischen Bedingungen in möglichst weitgehender Weise vereinfacht werden zugunsten einer größeren Klarheit gegenüber einer größeren Genauigkeit der Ergebnisse. Aus diesem Grunde sei angenommen, daß der Tragflügel oder Dreidecker keinen Abstrom auf irgendeinen Flügel v o r i h m ausübe, und in der Tat ist der vorn hervorgerufene Abstrom nicht groß. Der induzierte Anstellwinkel des Flügels hinter ihm soll in der Annahme doppelt so groß sein als der selbstinduzierte Anstellwinkel. Ew sei $\Delta\alpha$ die Zunahme des Anstellwinkels. Die Zunahme des geometrischen Anstellwinkels ist identisch mit $\Delta\alpha$, aber die Zunahme des effektiven Anstellwinkels ist geringer. Für den ersten Dreidecker beträgt die Zunahme des selbstinduzierten Anstellwinkels

$$\Delta\alpha_i = \frac{57{,}3}{10\,\pi}\cdot\frac{F}{b^2}\cdot\Delta b_1 = m\,\Delta\beta_1$$

wobei $\Delta\beta_1$ die Zunahme des effektiven Anstellwinkels andeutet und

$$m = \frac{57{,}3}{10\,\pi}\cdot\frac{F}{b^2} \text{ (nach Definition).}$$

Hieraus folgt die Zunahme des effektiven Anstellwinkels

$$\Delta\beta_1 = \Delta\alpha - m\,\Delta\beta_1, \text{ und daher}$$

$$\Delta\beta_1 = \frac{\Delta\alpha}{1+m} \text{ (siehe (5)).}$$

Der zweite Dreidecker unterliegt nicht nur dem Anwachsen seines selbstinduzierten Anstellwinkels $m\,\Delta\beta_2$, sondern auch der Induktion des ersten Dreideckers.

$$2\,m\,\Delta\beta_1 = \frac{2\,m}{1+m}\,\Delta\alpha.$$

Die Zunahme seines eigenen induzierten Anstellwinkels beträgt

$$\frac{2\,m}{1+m}\,\Delta\alpha + m\,\Delta\beta_2 = \Delta\alpha - \Delta\beta_2, \text{ daraus}$$

$$\Delta\beta_2 = \Delta\alpha\,\frac{1+\dfrac{2\,m}{1+m}}{1+m} = \Delta\alpha\left[\frac{1}{1+m} - \frac{2\,m}{(1+m)^2}\right].$$

Für den dritten Dreidecker mit der Zunahme der Induktion

$$m\,\Delta\beta_3 + \Delta\alpha\left[\frac{4\,m}{1+m} - \frac{4\,m^2}{(1+m)^2}\right] = \Delta\alpha - \Delta\beta_2$$

beträgt die Zunahme

$$\Delta\beta_3 = \Delta\alpha\,\frac{1-\dfrac{4\,m}{1+m}+\dfrac{4\,m^2}{(1+m)^2}}{1+m} =$$

$$= \Delta\alpha\left[\frac{1}{1+m} - \frac{4\,m}{(1+m)^2} + \frac{4\,m^2}{(1+m)^3}\right].$$

Der Auftrieb der drei Dreidecker nimmt proportional zu diesen abgeschätzten Zunahmen der Anstellwinkel zu. Wenn man annimmt, daß der Schwerpunkt in der Nähe des zweiten Dreideckers liegt, reicht die Zunahme des Auftriebes des letzten Dreideckers nicht aus, um diejenige des ersten auszugleichen

Wenn die Abstände der drei Dreidecker gleich sind und mit l bezeichnet werden, bleibt ein unausgeglichenes Moment von folgendem Betrage übrig:

$$M = l \cdot \Delta\alpha \cdot 57{,}3 \cdot \frac{F}{3} \cdot q \left[\frac{4\,m}{(1+m)^2} - \frac{4\,m^2}{(1+m)^3} \right]$$

wobei $F/3$ die Fläche eines Dreideckers und q der Staudruck sind. Für den Caproni ergeben sich

$$m = \frac{57{,}3}{10\,\pi} \cdot \frac{F}{3 \cdot b^2} = 0{,}4$$

$$M = \Delta\alpha \cdot l \cdot q \cdot 7100;$$

für $l = 4{,}2$ m und $q = 98$ kg/m² erhält man

$$M = \Delta\alpha \cdot 273\,800 \text{ mkg}.$$

Das Trägheitsmoment des Flugzeuges mit Bezug auf den Schwerpunkt und auf die horizontale Querachse wird sich nicht sehr stark von $20\,740$ kgm · s² unterscheiden. Die Zeit, die notwendig ist, um eine Ablenkung um das e-fache des ursprünglichen Betrages zu bewirken, beträgt

$$T = \sqrt{\frac{20\,740}{213\,800}} = 0{,}275 \text{ s.}$$ [1]

Die durch die Profile der Flügel hervorgerufene Instabilität ist bei dieser Betrachtung unberücksichtigt geblieben.

Trotz dieser großen Instabilität besteht keine Gefahr, wenn der Anstellwinkel sehr groß geworden ist. Denn bei sehr großen Anstellwinkeln beginnt der Auftrieb auf dem ersten Dreidecker nachzulassen, und dann ist das Flugzeug im stabilen Gleichgewicht. Es kann jedoch kein Gleichgewicht bei kleinen Anstellwinkeln erreicht werden, und hierbei soll sich auch der Sturz ereignet haben.

Die vorstehende Rechnung erhebt keinen Anspruch auf besondere Genauigkeit; sie ist nur roh angenähert. Die ganze Stabilitätstheorie ist überhaupt noch nicht sehr weit fortgeschritten. Man weiß noch nicht einmal, wie groß die zulässige Instabilität eines Flugzeuges sein darf. Die Erfahrung lehrt jedoch, daß ein Flugzeug nur eine geringe Instabilität besitzen darf. Die Instabilität, die durch die Druckmittelpunktswanderung hervorgerufen wird, ist schon zu groß und muß ausgeglichen werden. Die obigen Berechnungen zeigen, daß das Caproni-Flugzeug außerordentlich unstabil war. Der Unfall, wie er sich bei den ersten Flügen, oder vielleicht beim ersten Flug überhaupt, ereignete, ist daher in keiner Weise überraschend oder verwunderlich.

[1]) In Wirklichkeit würde das Umkippen langsamer vor sich gehen, als nach dieser Rechnung, da bei einer Anstellwinkeländerung $\Delta\alpha$ erst einige Zeit verstreichen muß, bis die von dem ersten Dreidecker ausgehende Wirkung sich bis zu dem dritten ausgebreitet hat.

Prandtl.

Preisaufgabe der Stiftung zur Förderung der Luftfahrt.

Für die Entwicklung und Vervollkommnung von Verkehrsflugzeugen kann man verschiedene Richtlinien aufstellen. Man kann eine Vergrößerung der Geschwindigkeit oder eine Verbesserung der Transportleistung oder des Verhältnisses von Nutzlast zu Motorleistung anstreben, oder schließlich kann man in erster Linie eine Vergrößerung der Lebensdauer der Flugzeuge zu erreichen suchen. Es fragt sich, wie groß der Einfluß jeder dieser Maßnahmen auf das finanzielle Ergebnis ist.

Um diese Frage einer Beantwortung näherzubringen, sollen die Posten, aus denen sich die Ausgaben eines Luftverkehrsunternehmens zusammensetzen, durch Beibringung statistischen Materials aus dem praktischen Flugbetrieb erörtert werden. Dabei soll auch festgestellt werden, mit welcher Abnutzung an Flugzeugen und Motoren zu rechnen ist, welcher Ausgabenanteil auf Instandhaltung und Reparatur entfällt, wie groß die Zahl der Brüche und Notlandungen auf die Flugstunde oder den Flugkilometer ist. Es soll versucht werden, eine Abhängigkeit der einzelnen Posten untereinander und von der Art des überflogenen Geländes aufzudecken.

Bearbeitungen sind bis zum 1. Januar 1924 bei dem Rektorat der Technischen Hochschule zu Stuttgart mit Kennwort einzureichen, nebst einem mit Kennwort versehenen geschlossenen Umschlag, der Name und Anschrift des Verfassers enthält. Bewerber müssen deutsche Staatsangehörige sein. Die beste Arbeit wird mit einem Preis von M. 6000 ausgezeichnet und muß danach in einer deutschen Fachzeitschrift wenigstens im Auszug veröffentlicht werden.

Wettbewerb zur Förderung der Sicherheit des Luftverkehrs und Landung im Nebel.

Der technische Ausschuß des Königlichen Niederländischen Vereins für Luftfahrt schreibt einen Wettbewerb aus zur Förderung der Sicherheit des Luftverkehrs, und zwar betreffs Landung im Nebel.

I. Der Hauptpreis von holl. fl. 3000 (dreitausend Gulden) ist bestimmt für den Einsender der meist zweckmäßigen Vorrichtung (Instrument oder Instrumentengruppe), mit deren Hilfe in einem sich vorwärts bewegenden Flugzeug bei starkem Nebel die Höhe bestimmt werden kann, auf welcher es sich über dem Boden oder dem Wasserspiegel befindet.

Es gelten hierbei die folgenden Bedingungen:

1. Die Vorrichtung muß die Höhe anzeigen, unabhängig
   a) von irgendwelcher Vorrichtung am Boden oder am Wasserspiegel,
   b) vom Barometerstand;
2. der Meßfehler darf:
   a) unter 10 m Höhe nicht mehr sein als 1 m,
   b) zwischen 10 und 300 m Höhe nicht mehr betragen als 10 vH der wahren Höhe,
3. die Höhenanzeige muß stattfinden können in einem Flugzeug, das eine Geschwindigkeit besitzt, deren
   a) wagerechte Komponente liegt zwischen 10 m 50 m pro s,
   b) senkrechte Komponente von 0 bis 5 m pro s beträgt.

II. Die Teilnahme ist offen für Einsender von jeder Nationalität.

III. Spätestens am 15. März 1923 müssen folgende Stücke beim Preisgericht eingereicht sein, das zu diesem Zwecke sein Domizil wählt bei der allgemeinen Schriftleitung des Königlichen Niederländischen Vereins für Luftfahrt, Heerengracht Nr. 13, 's Gravenhage.

   a) Ein versiegelter Briefumschlag, auswendig versehen mit einem Wort oder Motto mit Korrespondenzadresse, enthaltend den Namen und die Adresse des Einsenders. Dieses Wort oder dieses Motto muß auf allen weiteren Stücken und Sachen des Einsenders vorkommen,
   b) Beschreibung der Vorrichtung, mit Zeichnungen oder Skizzen, welche höchstens 20 S. quarto Maschinenschrift und 5 m² Zeichnungen umfassen darf, in dreifacher Ausführung
      (Als Sprache ist zugelassen: Holländisch, Französisch, Deutsch oder Englisch),
   c) ein Vorschlag des Einsenders für das Verfahren zur Prüfung seiner Vorrichtung,
   d) Bescheinigung des Einsenders, daß er verzichtet auf jeden Schadenersatz und auf jede Aktion gegen die Entscheidung des Preisgerichts,
   e) Bescheinigung des Einsenders, daß er bereit ist, innerhalb 30 Tagen nach einem diesbezüglichen Gesuch des Preisgerichts, gerichtet an die Korrespondenzadresse, seine Vorrichtung zur Prüfung an das Preisgericht zuzusenden.

IV. Das Preisgericht.

   a) Zusammensetzung:
      Dr. jur. E. B. Wolff, Direktor der Reichs-Versuchsanstalt für Luftfahrt (Vorsitzender),

Dr. J. M. Burgers, Professor an der Technischen Hochschule, Delft,
Leutnant zur See W. Gauw, Marineflieger,
Kapitän F. A. van Heyst, Militärflieger,
Dr. C. Schoute, Unterdirektor des Königlichen Niederländischen Meteorologischen Instituts,
Ir. B. Stephan, Chef der Technischen Abteilung der Militär-Luftfahrtorganisation,
J. Terpstra, Chef der Technischen Abteilung der Marine-Luftfahrtorganisation,
Ir. A. G. von Baumhauer, Unterdirektor der Reichs-Versuchsanstalt für Luftfahrt (Schriftführer);

b) das Preisgericht kann, wenn nötig, sich an andere Personen oder Körperschaften wenden um Rat,
c) die Entscheidungen des Preisgerichts werden durch Stimmenmehrheit getroffen; bei Stimmengleichheit entscheidet der Vorsitzende,
d) das Preisgericht entscheidet über Zulassung zur Einsendung der Vorrichtungen,
e) wenn das Preisgericht von dieser Zulassung absieht, wird dem Einsender Mitteilung hiervon gemacht an die Korrespondenzadresse; das Preisgericht ist nicht verpflichtet, die Gründe anzugeben,
f) in allen Fällen ist die Entscheidung des Preisgerichtes als höchste Instanz maßgebend,
g) das Preisgericht hat das Recht, den Preis zu teilen, zu ermäßigen, nicht zu gewähren oder ganz oder teilweise zu gewähren, auch wenn die in Artikel I gestellten Anforderungen nicht ganz erfüllt werden.

V. a) Das Preisgericht entscheidet über das Verfahren und den Ort der Prüfung, welche auch im Fluge zu geschehen hat,
b) auf Wunsch des Einsenders kann das Preisgericht erlauben, daß die Prüfung außerhalb Holland stattfindet durch eine dazu geeignete Stelle, deren Wahl von dem Preisgericht genehmigt werden muß. Die Kosten dieser Prüfung sind zu Lasten des Einsenders,
c) der Einsender kann der Prüfung beiwohnen, eventuell auf Wunsch des Preisgerichts bei der Prüfung behilflich sein.

VI. Alle Einsendungen und die darauf ruhenden Rechte bleiben das Eigentum des Einsenders.

Die Beschreibungen werden nach Beendigung der Prüfungen das Eigentum des Königlichen Niederländischen Vereins für Luftfahrt. Das Preisgericht und seine Berater verbinden sich zur Geheimhaltung bis zum Beginn der Prüfung; da das Preisgericht und seine Berater jedoch keine Verantwortung für Schaden übernehmen können, welche aus einer vorzeitigen Veröffentlichung entstehen können, empfiehlt das Preisgericht den Einsendern, ihre Erfindungen vor der Einsendung der Beschreibung zum Patent anzumelden.

VII. Wenn möglich, wird das Preisgericht die Prüfungen beendigen innerhalb 3 Monate nach Einsendung der Apparate.

VIII. Das Preisgericht wird das Resultat mit Erklärung den Fachblättern zur Veröffentlichung einsenden. Die Apparate werden von dem Preisgericht den Einsendern zurückgegeben und der Preis wird dem Sieger innerhalb eines Monats nach dieser Veröffentlichung zugesandt werden.

IX. In Zweifelfällen ist der holländische Text dieses Reglements maßgebend.

Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1922.

Angemeldete Flugzeuge.

Nr.	Eigentümer	Bezeichnung	Zahl der Decken	Führeranordnung	Steuerung	Start	Spannweite rd. m	Länge rd. m	Höhe rd. m	Flügelinhalt rd. m	Hersteller	Kennzeichen
1	Aach. Studienges. f. Segelflug	Ent.-Typ	1	v. d. Hauptfl.	Knüpp.	Seil	11,50	6	2	22	Aach. Flugzeugbau	
2	Aug. Nesemann, Pinnebg., Holst.	Liegesegler	2	liegend	Vw. d. Endfl.	Lauf	7,50	3,60	1,40	17,40	A. Nesemann	
3	Gottl. Espenlaub	Eind.	1	i. Rumpf sitz.	Rad	Räder	17	5	1,50	17	G. Espenlaub	P
4	W. Rebmann, Frankfurt a. M.	W. R. 2	2	hängend	versch. Körpergew.	Lauf	5,40	2,80	1,45	12·13	W. Rebmann	
5	Für † Senator Zeise, Fa. Th. Zeise, Altona	Eind.	1	sitz. unt. Tragd.	Doppelheb. Seil übertr.	Kufe	12	3,75	1,58	17,50	Nesemann, Pinnebg.	
6	Flugw. Gruppe Hannover. Ver. Flugwesen, Prof. Dr. Pröll	Vampyr	1	sitzend im Rumpf	Knüpp.	Zieh. d. Msch.	12,60	5	1,20	16	Flugt.-Inst. Hochschule Hannover	L
7	Flugw. Gruppe Hannover. Ver. Flugwesen, Prof. Dr. Pröll	Greif	1	sitzend im Rumpf	Knüpp.	Zieh. d. Msch.	11,60	5	1,10	15	Flugt.-Inst. Hochschule Hannover	N
8	Flugw. Gruppe Hannover. Ver. Flugwesen, Reg.-Baurat Grenzebach	Mucki	1	sitzend im Rumpf	Knüpp.	Zieh. d. Msch.	12,20	5	1,70	15	Verein f. Flugwesen	Flugw. Gruppe v. Hannover
9	Jul. Kempf, Heddernheim	vsp. Häng.-Gleit.	1	hängend	Schwergew. verleg.	Lauf	7,50	4	1,30	13	J. Kempf, Heddernh.	
10	Wolfram Hirth, Bischofsheim	Harth-Messerschmitt S. 10	1	unt. d. Decke	Flügel 2 Hebel	selbst. o. Seil	14	4,50	1,30	19	Harth-Messerschm.	B
11	Wolfram Hirth, Stuttgart	H. K. R. Häng.-Gleit.	2	hängend u. Deck	Körpergew. verleg.	selbst. o. Seil	5,60	3,20	1,40	14,4	Hirth, Keidel, Reichard	
12	Wolfram Hirth, Stuttgart	Harth-Messerschmitt S. 12	1	u. Tragdeck	Flügel 2 Hebel	selbst. o. Seil	14	4,40	1,30	19	Harth-Messerschm.	
13	Weltensegler G. m. b. H., Baden-Baden	Roland Festung	1	off. Sitz	Knüpp.	Seil	11	5	2	15	Segelflugzeugwerke Baden-Baden	g
14	Weltensegler G. m. b. H., Baden-Baden	Frohe Welt Hangpolierer	2	off. Sitz	Knüpp.	Seil	8	5	2	20	Segelflugzeugwerke Baden-Baden	a
15	W. Pelzner, Nürnberg		2	hängend	Gleichgew.	Füße	4	2,70	1,30	12	W. Pelzner, Nürnbg.	f
16	W. Pelzner, Nürnberg	E. 24	1	teils sitz.	Ruder u. Gleichgew.	Füße	10	3	0,80	16	W. Pelzner	
17	Akad. Fliegergruppe, Hochsch. Darmstadt	Hochdecker Nr. 4	1	vorn	Knüpp.	anziehen	12,60	5	2	16	Akad. Fl.-Gr. Darmstadt	H
18	Akad. Fliegergruppe, Hochsch. Darmstadt	Hochdecker Nr. 6	1	vorn	Knüpp.	Seil	12	5	2	16	Bahnbed. AG. Darmstadt	R
19	Akad. Fliegergruppe, Hochsch. Darmstadt	Zweidecker Nr. 5	2		Knüpp.	Seil	7,60	5	2,50	14	Techn. Hochsch. Darmst. Akad. Fl.-Gr.	
20	P. Yeyes, Northampton, Vertr.: Stock, Aachen		1	zwisch. d. Fläche	Knüpp.	Seil	9,20	6	1,50	16	Aach. Flugzeugbau	
21	Frankf. Aero-Club, Frankfurt a. M.	Verspann.-loser Eind.	1	i. Rumpf sitzend	normal Flugzg.	Kufe	11	7	1,80	18	Frankf. Aero-Club	

Nr.	Eigentümer	Bezeichnung	Zahl der Decken	Führer-anordnung	Steuerung	Start	Spann-weite rd. m	Länge rd. m	Höhe rd. m	Flügel-inhalt rd. m	Hersteller	Kenn-zeichen
22	Gust. Rolf Eck, Heidelberg		1	i. Rumpf	Knüpp.	v. H. 2 M. Hilfe	9,50	5,50	2	16,5	G. R. Eck, Heidelbg.	
23	Curt Möbius, Hanau, W. Pocher, Frankfurt a. M.		1	u. d. Fl.	Knüpp.	fr. Hilfe	11	5	1,80	16	Möbius & Pocher	
24	Flugtechn. Ver. Stuttgart		1	sitzend	Knüpp.	Seil	11,60	5,50	1,70	16	Flugt.-Ver. Stuttg.	J
25	Gothaer Gleit- und Segelflug		1	i. Rumpf	verst. Trgfl.	Abz. Hd.	13	6,2	2,20	16,5	Goth. Gl.- u. Segelfl.	
26	Erich Schatzky, Bischofsheim	Eindecker	1	u. Tragd.	Knüpp.	s. o. Seil	14	4,5	1,30	19	Harth-Messerschm.	
27	Fränk. Verein für Luftfahrt, Würzburg		1	unter der Tragfl.	Knüpp.	K. u. Rd.	12	5,30	3,20	26	L. Schaefer, Ing., Würzburg	
28	Flugtechn. Ver. Dresden	F.V.D. Zweideck. 1921	2	sitzend	Rad	Seil	9	4,60	2	18,70	Flugt. Ver. Dresden	E
29	Flugtechn. Ver. Dresden	F. V. D. 1922 Eindecker	1	sitzend	Knüpp.	Seil	12,6	4,5	1,3	15,5	Flugt. Ver. Dresden	
30	Karl Bacher, Wurmlingen	Segelflug B. IV	1	sitzend	Knüpp.	L. m. H.	9,20	4,5	1,4	12,5	Karl Bacher	
31	Hamburg. Ver. Luftfahrt Abt. Segelflug	freitr. Eindecker	1	sitzend i. Rumpf	Rad	Seil	13	5	1,2	20	Eigentümer	
32	Flugwiss. Vereinigung techn. Hochsch. Berlin	schwanzloser Eindecker	1	i. Bootsrumpf	Knüpp.	frei	15,2	4,5	1,2	20	Flugverein d. techn. Hochschule Berlin	
33	Weltensegler G. m. b. H.	Hangpolier. frohe Welt	2	off. Sitz	Knüpp.	Seil	8	5	2	20	Segelflugw. B.-Baden	
34	Segelflugzeugwerke G. m. b. H., Baden-Baden	B.-B.-Stolz	1	i. Kaross.	Knüpp.	Seil	15	4	2	16	Segelflugzeugw. Baden-Baden	
35	Segelflugzeugwerke G. m. b. H., Baden-Baden	Weltensegler »Feldb. aufgem.«	1	i. Kaross.	Knüpp.	Seil	15	4	2	17	Segelflugzeugw. Baden-Baden	
36	Ostpreuß. Ver. für Luftfahrt, Königsberg	Harth-Messerschmitt	1	u. Deck	Flügel 2 Hebel	selbst. o. Seil	14	5	1,3	18	Harth-Messerschm.	
37	Niederl. Flugzeugfabrik, Amsterdam		2	auf unt. Flügel	Knüpp.	Kufe m. Hlf.	9	6,5	2,25	27	Eigentümer Amsterdam	
38	Niederl. Flugzeugfabrik, Amsterdam		2	auf unt. Flügel	Knüpp.	Kufe m. Hlf.	12	6,5	2,25	36	Eigentümer Amsterdam	
39	Luftfahrzeug G. m. b. H., Berlin, Aero-Club Deutschland		1	sitzend	Ruder	Anlf. bergab	10	7,1	1,3		Luftfahrzeug-Ges. m. b. H.	
40	Flugzeugbau Schütte-Lanz, Aero-Club Deutschland	Harth-Messerschmitt 1922	1	unt. Deck	Flügel	selbst. od. anz.	14	4,5	1,3	20	Flugzeugbau Schütte-Lanz	
41	H. Wißkirchen, Bonn		2	a. u. Deck	Rad	Seil	7	4	1,80	15	H. Wißkirchen, Bonn	
42	Ferd. Schulz, Waldensee (Ostpr.)		1	sitzend	2 Knüpp.	anzh.	12,5	4,5	2,5	16	Ferd. Schulz	
43	Jul. Kempf, Heddernheim	Häng. Gleit. I. K. F. 4	2	hängend	Schwergew.-verleg.	Lauf	5,5	3,15	1,4	13,5	J. Kempf, Heddernheim	s
44	Weltensegler Baden-Baden	B.-B.-Stolz	1	sitz. i. Kaross.	Knüpp.	Seil	15	3	2	16	Segelflugzeugw. B.-B.	
45	Nordbayer. Luftfahrtverband, Nürnberg		1	sitzend	Rad	Räder d. Anz.	11	5	2	16,5	Nordbayr. Luftfahrtverband	
46	Dr. Mart. Sultan, Berlin-Schönebg.		2	hängend	Körpergew.	üblich.	6,5	3,1	1,6	14,5	Dr. M. Sultan	
47	Willi Drude, Berlin	Eindecker	1	i. Rumpf	Knüpp.	üblich.	10	5	1,5	15	W. Drude, Berlin	
48	Rhön-Segelflugver. Gersfeld		2	sitzend	normal	Seil	6,5	4	1,8	16,5		
49	Flugwiss. Ver. Aachen, Techn. Hochschule	Schulmasch. F. V. A.	2	a. u. Deck	Rad	Seil	8	4,3	2	17,5	Flugwiss. Ver. Aachen	
50	Flugwiss. Ver. Aachen, Techn. Hochschule	S. b. 2	1	Parasol	Flügel	Seil	12	5,5	2	17	Flugwiss. Ver. Aachen	
51	Caspar-Werke, Travemünde	S. b. 3	1	a. Tragd.	Flügel	Seil	13	5	1,5	22	Caspar-W., Travemünde	
52	Bayer. Fliegerclub, München	Typ Finsterwalder	1	u. d. Decke	Seitenflächsteuer	Kufe m. Seil	12,5	4	1,2	15	C. Schöner, Münch. Gaswerk Moosach-München	
53	Nordbayer. Luftfahrtverband, Nürnberg		1	sitzend	Rad	Räder m. A.	11	5	2	16,5	Eigentümer	

Preisverteilung.[1]

A. Gruppe, offen für Segelflugzeuge.

I. Großer Rhön-Segel-Preis 1922 Betrag M. 50000 (ungen. Stifter).
   6. L. Flugw. Gruppe Hannover Ver. Flugwesen, »Vampyr« (Hentzen), 3 h 10 min, 4,5 km 360 m Höhenunterschied.

II. Preise für die kleinste mittlere Sinkgeschwindigkeit.
   1. Preis M. 15000 (Steffen & Heymann-Preis).
      6. L. Flugw. Gr. Hann. Ver. Flugwesen, »Vampyr« (Hentzen), 1,05 m/s.
   2. Preis M. 9000 (Bieler-Preis).
      18. R. Akad. Fliegergr. Hochsch. Darmstadt »Geheimrat« (Hackmack), 0,39 m/s.
   3. Preis M. 6000 (Zinser-Preis).
      17. H. Akad. Fliegergr. Hochsch. Darmstadt »Edith« (Botsch), 0,08 m/s.

III. Preise für die größte Flugstrecke.
   1. Preis M. 12000 (Lilienthal-Preis, gestiftet von der Luftbild-G. m. b. H., Berlin-München).
      6. L. Flugw. Gr. Hann. Ver. Flugw. »Vampyr« (Hentzen 10 km.
   2. Preis M. 6000 (I. Rachmann-Preis).
      17. H. Akad. Fliegergr. Hochsch. Darmstadt »Edith« (Hübner), 5 km.

[1]) Über den Wettbewerb wird ausführlich im nächsten Heft berichtet werden. — Die Schriftltg.

   3. Preis M. 4000 (II. Rachmann-Preis).
      18. R. Fliegergr. Hochsch. Darmstadt »Geheimrat« (Hackmack), 4,7 km.

B. Gruppe, offen für Gleitflugzeuge, welche durch Ruderlegen gesteuert werden.

I. Preise für die größte Gesamtflugdauer.

Abteilung a.

   1. Preis M. 6000 (Lößl-Preis).
      28. E. Flugtechn. Ver. Dresden »F. V. D. Zweideck. 1921« (Seiferth, Spies), 1851,3 s.
   2. Preis M. 4000.
      10. B. Wolfram Hirth, Bischofsheim »Harth-Messerschmidt S 10« (v. Freyberg, Harth, Hirth), 1543 s.
   3. Preis M. 3000.
      3. P. Gottl. Espenlaub »Eind.« (Schrenk), 919 s.
   4. Preis M. 2000 (Lion-Preis).
      14. a. Weltensegler G. m. b. H., Baden-Baden »Frohe Welt Hangpolierer« (Stamer), 420,5 s.

Abteilung b.

   1. Preis M. 4000 } nicht gewonnen, z. Verfüg. des Preisgerichts.
   2. Preis M. 3000 }

II. Preise für die größte Flugstrecke.

Abteilung a.

   1. Preis M. 6000 (I. Gersfelder-Preis).
      3. P. Gottl. Espenlaub »Eind.« (Schrenk), 2,8 km.

2. Preis M. 4000 (II. Gersfelder-Preis).
28. E. Flugtechn. Ver. Dresden »F. V. D. Zweid. 1921« (Seiferth), 2,7 km.
3. Preis M. 3000.
13. g. Weltensegler G. m. b. H., Baden-Baden »Roland Festung« (Stamer), 1,8 km.
4. Preis M. 2000 (Zeise-Gedächtnis-Preis).
14. a. Weltensegler G. m. b. H., Baden-Baden, »Frohe Welt Hangpolierer« (Stamer), 0,56 km.

Abteilung b.

Preis M. 3000.
10. B. Wolfram Hirth, Bischofsheim »Harth-Messerschmidt S. 10« (Harth), 1,65 km.

C. Gruppe, offen für Gleitflugzeuge, welche durch Verlegen des Körpergewichts gesteuert werden.

Preise für die größte Gesamtflugdauer.
1. Preis M. 5000 (Preis des Kölner Clubs für Luftfahrt). Pelzner auf den Flugzeugen
15. f. W. Pelzner, Nürnberg 178 s
43. s. Julius Kempf, Heddernheim »J. K. F. 4« 53,5 s
insgesamt 231,5 s

2. Preis M. 3000
3. Preis M. 2500
4. Preis M. 1500
} nicht gewonnen, zur Verfügung des Preisgerichtes.

D. Gruppe zur Verfügung des Preisgerichts, offen für Segelflugzeuge und Gleitflugzeuge, welche durch Ruderlegen oder durch Verlegung des Körpergewichts gesteuert werden.

Ehrenpreis des Sport-Sonntag-Pokals, Akad. Fliegergr. Hochsch. Darmstadt.
M. 20000 18. R. Akad. Fliegergr. Hochsch. Darmstadt »Geheimrat« (Hackmack),
M. 10000 (Aero-Union-Preis) 17. H. Akad. Fliegergr. Hochsch. Darmstadt »Edith« (Botsch),
M. 10000 Ferd. Schulz, Waldensee (Ostpr.) für persönliche Leistungen beim Bau und Fliegen seines Flugzeuges (42),
M. 5000 24. J. Flugtechn. Ver. Stuttgart »Eindeck« (Brenner), für Flugleistungen,
M. 2000 Flugzeugführer Koller für persönliche fliegerische Leistungen auf verschied. Flugzeugen,
M. 2000 1. Aach. Studienges. f. Segelflug,
M. 2000 4. W. Rebmann, Frankfurt a. M.,
M. 2000 23. Kurt Möbius, Hanau, W. Pocher, Frankfurt a. M.,
M. 2000 25. Gothaer Gleit- und Segelflug,
M. 2000 29. Flugtechn. Ver. Dresden,
M. 2000 31. Hamburg Ver. Luftfahrt, Abt. Segelflug,
M. 2000 32. Flugwiss. Vereinigung techn. Hochsch. Berlin,
M. 2000 43. Jul. Kempf, Heddernheim,
M. 2000 45. Nordbayer. Luftfahrtverband, Nürnberg,
M. 2000 46. Dr. Martin Sultan, Berlin-Schöneberg,
M. 2000 47. Willi Drude, Berlin,
M. 2000 49. Flugwiss. Ver. Aachen, Techn. Hochschule,
M. 2000 52. Bayr. Fliegerkl. München.

Gemäß § 9, letzter Satz, hat das Preisgericht M. 36000 für Leistungen in der Rhön bis 31. Oktober 1922 zurückgestellt.

E. Sonder-Preise.

1 Max Erckens-Preis:
M. 2000 28. E. Flugtechn. Ver. Dresden »F. V. D. 1921« (Seiferth),
M. 1000 17. H. Akad. Fliegergruppe Hochsch. Darmstadt »Edith« (Hübner).
2. Wiesbadener Früh- und Ermunterungspreis:
M. 1000 28. E. Flugtechn. Ver. Dresden »F. V. D. 1921« (Spies),
M. 600 10. B. Wolfram Hirth, Bischofsheim (v. Freyberg),
M. 400 24. J. Flugtechn. Ver. Stuttgart (Brenner).
3. Schütte-Preis:
M. 2000 10. B. Wolfram Hirth, Bischofsheim (Harth).
4. Opel-Teves-Preis:
M. 12000 6. L. Flugw. Gr. Hann. Ver. Flugw. (Martens).
5. II. Wiesbadener Früh- und Ermunterungspreis:
M. 3000 10. B. Wolfram Hirth, Bischofsheim (Harth),
M. 1000 24. J. Flugtechn. Ver. Stuttgart (Brenner),
M. 1200 24. J. Flugtechn. Ver. Stuttgart (Brenner),
M. 800 15. f. W. Pelzner, Nürnberg (Pelzner).
6. K. Hofmann-Preis:
M. 2000 6. L. Flugw. Gr. Hann. Ver. Flugw. (Martens).
7. Achter-Preis Ekker-Rosingh:
M. 5000 6. L. Flugw. Gr. Hann. Ver. Flugw. (Hentzen),
M. 3000 6. L. Flugw. Gr. Hann. Ver. Flugw. (Martens).
8. Fafnir-Preis:
M. 5000 7. N. Flugw. Gr. Hann. Ver. Flugw. (Martens).
9. Friedel Hofmann-Preis:
M. 2000 6. L. Flugw. Gr. Hann. Ver. Flugw. (Hentzen).
10. Hallenser Ermunterungs-Preis:
M. 2000 28. E. Flugtechn. Ver. Dresden (Seiferth),
M. 1000 17. H. Akad. Fliegergr. Hochsch. Darmstadt (Botsch).
11. Preis von Thüringen:
M. 6000 (1½ Ztr. Zucker) 6. L. Flugw. Gr. Hann. (Hentzen),
M. 2000 (½ Ztr. Zucker) 6. L. Flugw. Gr. Hann. (Martens).
12. II. Hofmann-Preis:
M. 5000 6. L. Flugw. Gr. Hann. (Hentzen).
13. Kullmer-Amerika-Preis:
M. 10000 nicht ausgeflogen, den Veranstaltern f. Organisationszwecke zur Verfügung gestellt.
14. Alroggen-Preis:
M. 3000 17. H. Akad. Fliegergr. Hochsch. Darmstadt (Hübner),
M. 2000 15. f. W. Pelzner, Nürnberg (Pelzner),
M. 5000 nicht ausgeflogen, den Veranstaltern für Organisationszwecke zur Verfügung gestellt.
15. Chile-Preis:
M. 10000 18. R. Akad. Fliegergr. Darmstadt (Hackmack),
M. 5000 24. J. Flugtechn. Ver. Stuttgart (Brenner).
16. Preis von Gersfeld:
M. 3000 6. L. Flugw. Gr. Hann. Ver. Flugw. (Martens),
M. 5000 nicht ausgeflogen, zur Verfügung des Preisgerichts,
M. 7000 nicht ausgeflogen, den Veranstaltern für Organisationszwecke zur Verfügung gestellt.
17. Johann-Erckens-Söhne-Preis:
M. 7000 (Herrenstoff) 6. L. Flugw. Gr. Hann. (Martens).
18. v. Waldthausen-Preis:
M. 25000 nicht ausgeflogen, bis 31. Oktober 1922 offen.
19. Wilbur Wright-Preis (Stifter Kullmer):
M. 10000 6. L. Flugw. Gr. Hann. (Hentzen), Flughöhe 350 m.
20. Aero-Union-Preis:
M. 10000 zur Verfügung des Preisgerichts.
21. III. Hofmann-Preis:
M. 2000 nicht ausgeflogen, zur Verfügung des Preisgerichts.
22. Langley-Preis (Stifter Kullmer):
M. 10000 17. H. Akad. Fliegergr. Darmstadt (Botsch) Landung 10 m über Start.
23. Chanute-Preis (Stifter Kullmer):
M. 10000 10. B. Wolfram Hirth, Bischofsheim (Harth).
24. v. Waldthausen-Preis:
M. 10000 zur Verfügung des Preisgerichts,
M. 5000 18. R. Akad. Fliegergr. Hochsch. Darmstadt (Hackmack), Flugdauer 1 h 22 min.
25. Gleitflug-Preis (Stifter ungenannt):
M. 10000. Verteilung wird noch bekanntgegeben.
26. Kyffhäuser-Konstruktions-Preise:
M. 2000 Segelflugzeugw. G. m. b. H., Berlin, f. Steuerungseinrichtung für Segelflugzeuge,
M. 1000 Dipl.-Ing. Klemperer, Friedrichshafen a. Bodensee, Holmtrennschellen für freitragende Flügel,
M. 500 Friedrich Köckwitz, Niedleben b. Halle, Beschlag zur Verbindung des Rumpfholmes und des Rumpfspantes mit dem Flügelanschlußstück bzw. Fahrgestell.

Lobende Anerkennung: Philipp Gesper, Beuel a. Rh., für Flächenverwindung für einholmige Flächen.

Lobende Anerkennung: Willi Drude, Berlin, für Fahrgestellkufe.

Gersfeld (Rhön), den 25. August 1922.

Das Preisgericht:
Ministerialdirektor Bredow.

Staatsminister a. D. Dominicus, Amtsgerichtsrat Dr. Seefrid, Dr. Georgii, Geheimrat Prof. Dr. Gutermuth, Dr. Hoff, Krupp, Stadtrat a. D. Dr. Levin, Prof. Dr. Prandtl, Prof. Dr. Schlink, Ing. Ursinus, Ing. Offermann.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Anwendung der Begriffsbestimmungen auf ausländisches Luftfahrtgerät. Auswärtiges Amt. Nr. F 3682. Verbalnote. Der Deutschen Regierung ist eine Entscheidung der Botschafterkonferenz zugegangen, nach der es Deutschland vom 6. Mai 1922 ab wieder gestattet ist, die Herstellung von zivilem Luftfahrtgerät aufzunehmen, sofern die aus der Anlage ersichtlichen Bedingungen erfüllt sind. Luftfahrzeuge, welche diese Grenzen überschreiten, werden als militärisch angesehen und gelten als Kriegsgerät.

Die Deutsche Regierung hat sich daher genötigt gesehen, eine Verordnung über den Luftfahrzeugbau zu erlassen, in der bestimmt ist, daß in Deutschland nur Luftfahrzeuge gebaut werden dürfen, die nach den oben erwähnten Begriffsbestimmungen als ziviles Gerät anzusprechen sind. Da der Vertrag von Versailles Deutschland ferner verpflichtet, die Einfuhr von Kriegsmaterial jeder Art zu verhindern und innerhalb seiner Grenzen überhaupt kein derartiges Gerät außer dem für sein Heer und seine Marine zugestandenen zuzulassen, so hat die Deutsche Regierung sich weiter genötigt gesehen, in die erwähnte Verordnung die Bestimmung aufzunehmen, daß in Deutschland nur Luftfahrzeuge verkehren dürfen, die den Bedingungen der Anlage entsprechen. Diese Bestimmung muß, um wirksam zu sein, den gesamten Luftverkehr in und über Deutschland umfassen; sie betrifft also auch ausländische Fahrzeuge, die die deutsche Grenze überfliegen.

Das Auswärtige Amt beehrt sich die Bitte auszusprechen, die Schweizerische bzw. Kgl. Niederländische, Kgl. Dänische, Kgl. Schwedische, Kgl. Norwegische Regierung von Vorstehendem in Kenntnis zu setzen, damit die interessierten Luftverkehrsunternehmungen entsprechend verständigt werden können.

Um unerwünschte Verkehrserschwerungen zu vermeiden, dürfte es sich empfehlen, die nach obigem für einen Verkehr mit Deutschland in Betracht kommenden Flugzeuge mit einer amtlichen Bescheinigung zu versehen, aus der hervorgeht, daß das Flugzeug den in der Anlage angegebenen Bedingungen entspricht.

Berlin, den 3. Juni 1922.

An die a) Schweizerische Gesandtschaft,
b) Kgl. Niederländische Gesandtschaft,
c) Kgl. Dänische Gesandtschaft,
d) Kgl. Norwegische Gesandtschaft
e) Kgl. Schwedische Gesandtschaft
in Berlin.

22/27/28. 1.

Deutschland.

Flugplan: Berlin — Leipzig — Fürth/Nürnberg — (Stuttgart)
(Fürth/Nürnberg — Zürich — Genf) — München — Augsburg.

Werktäglich				Werktäglich
8.00	ab	Berlin . .	an	3.55
9.15	an	Leipzig. .	ab	2.40
9.45	ab	Leipzig. .	an	2.25
12.15	an	Fürth/Nürnberg .	ab	12.00
12.30	ab	Fürth/Nürnberg .	an	11.45
2.00	an	Stuttgart .	ab	10.15
12.30	ab	Fürth/Nürnberg .	an	11.45
2.45	an	Zürich . .	ab	9.30
3.15	ab	Zürich . .	an	9.00
5.15	an	Genf . . .	ab	7.15
12.30	ab	Fürth/Nürnberg .	an	11.30
2.00	an	München .	ab	9.50
2.15	ab	München .	an	9.35
2.45	an	Augsburg.	ab	9.00

22/26. 2.

Luftpostbedingungen. Zugelassen zur Luftpostbeförderung nach dem Inland (einschl. Freie Stadt Danzig und Memelgebiet): Gewöhnliche und eingeschriebene Briefsendungen aller Art, Päckchen, dringende Pakete und Zeitungen; nach dem Ausland: Gewöhnliche und eingeschriebene Briefsendungen aller Art; nach Litauen auch Zeitungen; nach Lettland auch dringende Pakete bis 5 kg und Zeitungen; nach Rußland nur gewöhnliche und eingeschriebene Briefe und Postkarten. Auflieferung am Schalter; gewöhnliche Briefsendungen können auch durch die Briefkasten aufgeliefert werden. Alle Flugpostsendungen müssen den deutlichen Vermerk »Mit Luftpost« oder »Durch Flugpost« tragen. Grüne Klebezettel »Mit Luftpost« sind bei den Postanstalten in den Flugpostorten und vielen anderen Postanstalten erhältlich. Die Verwendung von Flugpostmarken empfiehlt sich, um die Sendungen vor anderen noch besser kenntlich zu machen, doch können auch gewöhnliche Freimarken benutzt werden. Beschleunigte Abtragung der Flugpostbriefsendungen am Bestimmungsort wird erreicht durch das Verlangen der Eilbestellung unter Vorausbezahlung der Eilbestellgebühr. Im Rohrpostbezirk Berlin empfiehlt sich die Auflieferung der gewöhnlichen Flugpostbriefsendungen als Rohrpostsendungen; diese werden als Eilsendungen befördert und bestellt. Soweit sie im Ortsbezirk abzutragen sind, kosten sie neben dem Flugzuschlag nur die Rohrpostgebühr. Gebühren. (Bezahlung der Eilbestellgebühr zweckmäßig; Ortsbezirk M. 3.) Außer den gewöhnlichen Gebühren Flugzuschlag: Nach dem Inland (einschließlich Freie Stadt Danzig und Memelgebiet):

für Postkarten	M. 0,20
» Briefe bis 20 g	» 0,20
» » über 20 bis 50 g	» 0,80
» » » 50 bis 100 g	» 1,60
» Briefe über 100 bis 250 g	» 2,40
» Ansichtskarten (soweit gegen ermäßigte Gebühr zugelassen)	» 0,20
» Drucksachen, Geschäftspapiere, Warenproben, Mischsendungen	
bis 50 g	» 0,80
über 50 bis 100 g	» 1,60
» 100 » 250 g	» 2,40
» 250 » 500 g	» 4,80
» Drucksachen, Geschäftspapiere und » Mischsendungen über 500 g bis 1 kg .	» 9,60
» Päckchen	» 9,60
» dringende Pakete, die in keiner Ausdehnung 60 cm überschreiten dürfen, für jedes angefangene kg	» 10,00
Nach dem Ausland:	
für Postkarten (außer nach Rußland) . . .	» 0,40
» Briefe (außer nach Rußland) für je 20 g	» 0,40
» Drucksachen, Geschäftspapiere, Warenproben, Mischsendungen für je 50 g . . .	» 1,00
» dringende Pakete, die in keiner Ausdehnung 60 cm überschreiten dürfen, für jedes angefangene kg	» 25
» Postkarten / » Briefe für je 20 g } nach Rußland . .	» 8

Sonstige Auskunft bei den Postanstalten.

22/26. 3.

Die Luftfahrt auf der Sportausstellung Berlin 1922 war durch die Aero-Union A. G. und die Weltensegler G. m. b. H. vertreten. Die Aero-Union brachte graphische Darstellungen der Luftverkehrsleistungen 1920/21 sowie über die Betriebssicherheit im Luftverkehr und eine vergleichende Darstellung der Zeitersparnis bei Benutzung des Luftfahrzeugs gegenüber der Eisenbahn an der Hand von Eisenbahnfahrplänen. Die Lichtbildabteilung der Deutschen Luftreederei zeigte photographische Aufnahmen aus Luftfahrzeugen, besonders zum Zwecke der Landvermessung.

Die Weltenseglergesellschaft hatte kleine und große Modelle des motorlosen Segelflugzeugs »Weltensegler« sowie zahlreiche photographische Aufnahmen von Segelflugleistungen ausgestellt.

22/26. 4.

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugzeugbau. Der aerodynamische Gütegrad der Flugzeuge und die Preise des Luftverkehrs. (Le rendement aérodynamique des avions et le prix des transports aériens). — Louis Bréguet, Vortrag vor der engl. Kgl. Gesellschaft für Luftfahrt (Royal Aeronautical Society), L'Aéronautique (L'Aéronautique marchande), Bd. 4, Nr. 36, Mai 1922, S. 51/56 (11 Sp., o. Abb.).

Für die aerodynamische Bewertung Kleinstwerte von Gleitzahl $\frac{c_w}{c_a}$ und Flugzahl $\frac{c_w}{c_a^{3/2}}$ maßgebend. Die größte Flugstrecke ist der Tangente der kleinsten Gleitzahl umgekehrt verhältig. Unter günstigen Verhältnissen stellt sich bei einem 600-PS-Großflugzeug auf einer Flugstrecke von 800 km der Frachtpreis zu Fr. 17,4 je t/km (Zahlenbeispiel) bei voller Ausnutzung; in Wirklichkeit beträgt er gegenwärtig bei den meisten Luftverkehrsfirmen Fr. 35 je t/km. Im Jahre 1919/20 betrugen die Selbstkosten vielfach noch Fr. 40 und sogar 50 je t/km. Die Selbstkosten für einen Luftreisenden für den einfachen Flug Paris—London würden ohne Gewinnaufschlag auf Fr. 1100—1200 zu veranschlagen sein. Hebung der Wirtschaftlichkeit des Flugverkehrs in zweierlei Weise möglich:

Bessere aerodynamische Durchbildung der Flugzeuge und besserer thermischer Wirkungsgrad der Motoren. Ein Zahlenbeispiel (vgl. die Zahlentafel) zeigt den Einfluß einer Gleit- und Flugzahlverbesserung, einer Heraufsetzung des Schraubenwirkungsgrades und einer Verringerung des Brennstoffverbrauches. Die Unkosten werden durch Verbesserung der Flugzeug- und Triebwerkskonstruktion sehr wesentlich vermindert.

Konstruktive Verbesserungen an Motoren und Flugzeugen zur Verminderung der Abschreibungen für Ergänzung, Unterhalt und allgemeine Unkosten. Wenn man statt der 200 bis 250 Flugstunden, auf die man jetzt die Lebensdauer eines Flugzeuges beziffert, mit einer Lebensdauer von 1000 Flugstunden rechnen könnte, so würde der Preis der Luftreise Paris—London (s. o.) auf Fr, 190 sinken. Sehr große Flugzeuge von rd. 4000 PS werden noch wirtschaftlicher, zumal wenn die nahe Zukunft den Schwerölmotor bringt (Gegenüberstellung der einzelnen Einflüsse in der beigegebenen Zahlentafel des von Bréguet gegebenen Zahlenbeispiels. D. Ber.). W. **22/27/28. 10.**

Flugzeugbeschreibung. Elias-Stupar E-S-1-Zweimotoren-Verkehrsdoppeldecker der Elias and Bro., Inc. in Bufallo (New York). — Aerial Age Weekly, Bd. 15, Nr. 16, 26. Juni 1922, S. 368 (1½ Sp., o. Abb.).

Bisherige Entwürfe und ausgeführte Flugzeuge der Firma:

Versuchs-Bombenflugzeuge, Bauart 12 (2 Flugzeuge in Bau),

Schulflugzeuge (3 Flugzeuge fertiggestellt),
Mehrmotoren-Dreisitzer, Nov. 1920,
Schiffsflugzeug, Juni 1921,
Zweisitzer für Nachtaufklärung, August 1921,

Elias Stupar E-S-1-Verkehrsdoppeldecker enthält vier Sitze für Reisende und einen für den Führer. Zweimotorenflugzeug mit zwei Umlauf-Motoren.

Motoren zwei Le Rhône-Umlauf je	80	PS
Gesamtleistung	160	PS
Spannweite	10,5	m
Flügeltiefe	1,68	m
Flügelabstand	1,68	m
Länge	7,4	m
Höhe (Sporn am Boden)	2,85	m
Einstellwinkel (bezogen auf die Luftschraubenachse)	3°	
Anstellwinkel im Stande (Sporn am Boden)	17°	
V-Stellung der Flügel zwischen den Motoren	0°	
V-Stellung im äußeren Flügelteil	2°	
Flügelfläche mit Querrudern	35,6	m²
Querruder	4,7	m²
Höhenflosse	1,86	m²
Höhenruder	2,32	m²
Kielflosse	0,65	m²
Seitenruder	1,30	m²
Leergewicht	715	kg
Betriebslast	260	kg
reine Nutzlast	435	kg
Fluggewicht (voll belastet)	1410	kg
Flächenbelastung	39,4	kg/m²

Flugzeugbauart und Transportkosten nach Bréguet (zu 22/27/28. 10).

Flugzeugarten		I. Normales Großflugzeug von 100 m² Tragfläche, 4,3 t Fluggewicht und 4,5 km Gipfelhöhe	II. Dasselbe wie I, aber aerodynamisch und motortechnisch günstiger	III. Dasselbe wie II, aber mit 1000 Flugstunden Lebensdauer bei gleichem Anschaffungspreis und billigerer Wartung
Gleitzahl $\frac{c_w}{c_a}$		0,12	0,065	0,065
Kleinstwert der Flugzahl $\frac{c_w}{c_a}$		0,138	0,07	0,07
Luftschraubenwirkungsgrad		0,73	0,775	0,775
Erforderliche Motorleistung	PS	600	312	312
Betriebsstoffverbrauch in 2,0 km Höhe	g/PSh	290	215	215
Tragfläche	m²	100	100	100
Fluggewicht	t	4,30	4,30	4,30
Nutzlast (insgesamt)	t	2,10	2,10	2,10
Flugstrecke	km	800	800	800
Gipfelhöhe	km	4,50	4,50	4,50
Betriebsstoffgewicht für 800 km mit 50 vH Zuschlag	kg	850	345	345
Zahlende Nutzlast	t	1,00	1,937	1,937
Kosten für 800 km Flugstrecke:				
Benzin (Fr. 1,82 je l)	Fr./km	1,87	0,765	0,765
Öl (Fr. 3,00 je l)	Fr./km	0,19	0,075	0,075
Besatzung {Führer 0,20 Fr./km, Motorwart 0,15 Fr./km}	Fr./km	0,35	0,35	0,35
Abschreibung für Flugzeug und Motor	Fr./km	6,50	4,90[1])	1,10
Unterhalt von Flugzeug und Motor, Hafenanlagen, Unvorhergesehenes	Fr./km	4,50	4,50	2,25
Allgemeine Unkosten der Gesellschaft	Fr./km	4,00	4,00	1,00
Selbstkosten bei voller Ausnutzung	Fr./km	17,41	14,39	5,45
Selbstkosten in Fr. je t/km		17,41	7,40	2,82
Selbstkosten je Fluggast Paris—London	Fr.	1100 ÷ 1200	450 ÷ 500	190

[1]) Bei der verringerten Motorleistung wird ein um ein Viertel verminderter Anschaffungspreis der Abschreibung zugrunde gelegt.

Leistungsbelastung (160 PS)	8,85	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit (bei Vollast)	145	km/h
Landegeschwindigkeit (bei Vollast)	80	km/h
Steiggeschwindigkeit (bei Vollast)	2	m/s.

W. **22/31. 17.**

Flugzeugbeschreibung. Neue französische Flugzeugprojekte. — L'Aéronautique, Bd. 4, Nr. 36, Mai 1922, S. 166 (½ Sp., o. Abb.).

Béchereau (früher Chefkonstrukteur von Déperdussin und Spad. D. Ber.) baut gegenwärtig bei den Letort-Werken einen leistungsfähigen Einsitzer.

de Monge baut zusammen mit den Buscaylet-Werken einen Jagdeinsitzer und einen neuartigen Verkehrseindecker.

Bille vollendet bei Bellanger den Bau eines Versuchsflugzeuges aus Metall mit veränderlicher Tragfläche.

de Marcay nimmt den Flugzeugbau wieder auf. Chefkonstrukteur Botalli. **22/27/28. 15.**

Flugzeugbeschreibung. Rieseler-Sport-Hochdecker (Einsitzer). — Illustrierte Flugwoche, Bd. 4, Nr. 12, 7. Juni 1922, S. 153/155 (3 Sp., 5 Lichtb.). W. **22/27/28. 16.**

Flugzeugbeschreibung. Udet-Sport-Tiefdecker (Bauart H. Herrmann und A. R. Weyl). — R., Illustrierte Flug-Woche, Bd. 4, Nr. 13, 21. Juni 1922, S. 167/169 (6 Sp., 5 Lichtb., 3 Übersichtsskizz.). W. **22/27/28. 17.**

Flugzeugbeschreibung. Vickers-»Vulcan«-Verkehrsdoppeldekker. — Flight, Bd. 14, Nr. 18, Mai 1922, S. 253/258 (10½ Sp., 3 Übersichtsskizz., 18 Einzelteilskizz.).

Flugzeug jetzt fertiggestellt und eingeflogen. Erbauer: R. V. Pierson. Dicker Flügelschnitt (anscheinend englisches Luftschraubenprofil Nr. 62) mit flacher Unterseite. Holzträger des Rumpfgitterwerkes als Holzröhren aus drei miteinander verleimten und durch Nut und Feder verbundenen ausgefrästen Längsteilen aufgebaut. Bei umfassenden Blechbeschlägen an Holmen ist durch Aluminiumzwischenpackungen auf das Schrumpfen der Holzteile im heißen Klima Rücksicht genommen. Flügelholme mit Kastenquerschnitt, Sprucegurte mit Sperrholzseitenstegen. Innenstiele zwischen den Holmen Holzröhren mit Kreisquerschnitt, wie die Rumpfholme hergestellt (s. o.). Rippen als Holzgitterträger; die einzelnen Stäbe des Gitterwerkes sind durch Vickers-Duraluminnieten miteinander verbunden. Flügelstiele aus Holz mit Vorspannung in der äußeren Faser hohl aufgebaut. Stromliniendraht-Verspannung. Querruder durch Stangensteuerung betätigt, ragt mit seiner Entlastungsecke in eine Aussparung des Flügels hinein. Querruder im Unterflügel durch Kuppelungsstiel mit dem des Oberflugels verbunden. Das Doppeldeck-Leitwerk ist vom Vickers-»Viking«-Flugboot übernommen. Motoreinbau aus Stahlrohr: Triebwerk als Einheit leicht abnehmbar. Zum Anlassen Kettengetriebe an der Motorwelle und Vorgelegewelle an den vorderen Fahrgestellstreben, so daß der Motor bequem von zwei Mann durchgedreht werden kann, ohne die Luftschraube zu berühren; gleichzeitig wird von derselben Durchdrehwelle auch der Anlaßmagnet angetrieben. Bugkühler. Zwei Fallbenzinbehälter im Oberflügel; kein Druckbenzin. Fahrgestell mit »Luftfederung« und Ölabfluß zeigt im übrigen normales Aussehen. Sehr hohe Sitzlage. Knüppelsteuerung. Luftabfluß vom Kopf des Führers zum Schutz beim Überschlag als Schutzbock verstärkt, dient gleichzeitig zur Belüftung des Abteils. Höhenflosse nur auf dem Boden einstellbar, kann im Fluge nicht verstellt werden; dafür Ausgleichvorrichtung im Höhenruder wie beim Vickers-»Viking«-Flugboot (s. o.). W. **22/27/28. 18.**

Hubschrauber. Pateras-Pescara-Hubschrauber. — L'Aéronautique, Bd. 4, Nr. 36, Mai 1922, S. 166 (10 Zl., o. Abb.).

Pateras-Pescara baut bei Vinot-Deguingaud seine zweite Hubschraubenbauart, mit der der Wagerechtflug versucht werden soll. W. **22/27/28. 19.**

Meßgeräte. Messung strömender Luft mittels Staugeräten. — H. Kumbruch, V. d. J.-Forschungsheft, Nr. 240, Berlin 1921, S. 1/32 (30 S., 16 Zahlentaf., 51 Abb.).

Messungen in der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen ausgeführt. Windkanal und Rundlaufversuche an alten und neuen Formen der Staurohre von Prandtl, Brabbée und Rosenmüller sowie an Stauscheiben von Recknagel und neueren Ausführungen von Stauscheiben. Die neuere Form des Prandtlschen Staurohres genügt allen Anforderungen am besten. Da der Staudruckbeiwert dabei praktisch gleich Eins ist, so kann das Staurohr sowohl zur Geschwindigkeits- als auch zur Druckmessung dienen. Bei Schrägstellung bis ± 15° zeigt das Prandtlsche Staurohr die Geschwindigkeit richtig an; in starker Turbulenz Geschwindigkeit nur um rd. 4 vH zu hoch. Sonderformen des Prandtlschen Staurohres für Messung in staubführender oder feuchter Luft, ferner auch Komponentengeräte.

Die anderen Staurohre haben ebenfalls den Beiwert Eins und gleiche Turbulenz, aber größere Neigungsempfindlichkeit. Der von Recknagel angegebene Stauscheibenbeiwert von 1,37 ist zu gering. Er beträgt rd. 1,44 und steigt bei Turbulenz oder Wandungsnähe um 10 vH. Staurohre sind besser als Stauscheiben. Die Rosenmüllersche Staurohrform ist praktisch unhandlich W. **22/29. 36.**

Meßgeräte. Tätigkeit der U. S.-Heeres-Versuchsanstalt während 1921 (Work auf McCook Field in 1921). — T. H. Bane, Aviation, Bd. 12, Nr. 2, 9. Jan. 1922, S. 41/42 (3 Sp., o. Abb.).

Besondere Neuheiten: Erdinduktions-Kompaß, Bordgerätebrett für Wolkenflüge, gegen Beschlagen geschützte Brillen, elektrischer Kraftwagen mit Fernlenkung durch F.T. W. **22/27/28. 22.**

Motorbeschreibung. Garuffa-Garguilo-Zweitakt-Schweröl-motor. — x, Illustrierte Flugwoche, Bd. 4, Nr. 9, 26. April 1922, S. 116/117 (4 Sp., 4 Skizz.).

Der wassergekühlte Neunzylinder-Stern-Standmotor ist auf dem Diesel-Prinzip aufgebaut und wiegt nur 0,8 kg/PS (anscheinend dem Salmson-Motor in seiner äußeren Form und in der Leistung nachgebildet. D. Ber.). Der Motor arbeitet im Zweitakt. Die Luftzuführung erfolgt mittels Gebläse, die Luft wird im Zylinder auf 18 : 30 at verdichtet. Unter erhöhtem Druck wird durch eine Brennstoffpumpe das Schweröl zugeführt. Ein umlaufender Verteiler und Schlitze bewirken die Steuerung. Vom Zylinder aus wird ein Ölbehälter unter Druck gesetzt unter Einschaltung eines Rückschlagventils, um für alle Drehzahlen den Pumpendruck gleichzuhalten. Wie beim gewöhnlichen Flugzeugmotor wird mit Benzinluftgemisch und Zündfunken angelassen, dabei werden Druckminderungsventile in Tätigkeit gesetzt. Die zweite Bauart von gleichem Prinzip ist ein Zwölfzylinder-Motor. Wr. **22/27/28. 25.**

Strömungslehre. Lage der Auftriebsresultierenden von Tragflügeln. — v. Mises, Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik, Bd. 2, Nr. 1, Febr. 1922, S. 71/73 (4 Sp., 1 Schaub., 2 Skizz.).

Ein Vergleich der von v. Mises gefundenen Ergebnisse der hydrodynamischen Theorie für das Luftkraftmoment mit den in den »Ergebnissen aus der Aerodynamischen Versuchsanstalt in Göttingen«, I. Lieferung, niedergelegten Meßergebnissen von Windkanalversuchen zeigt eine sehr günstige Übereinstimmung zwischen Versuch und Rechnung. Die Momentenzahl c_m ist theoretisch geradlinig abhängig vom Auftriebsbeiwert c_a; die Neigung der Geraden $c_m = f(c_a)$ ist dabei für endliche Flügel und solche unendlicher Breite gleich, d. h. vom selbstinduzierten Widerstand unabhängig. Der Vergleich eines theoretisch untersuchten Flügelschnittes mit einem entsprechenden Göttinger Flügelprofil zeigt nur innerhalb der kleinsten Anstellwinkel eine systematische Abweichung vom geradlinigen Verlauf der $c_m = f(c_a)$-Kurve (vgl. hierzu auch Bader, Grundlagen der Flugtechnik, S. 7. D. Ber.); die Neigung der Geraden entspricht dem theoretisch gefundenen Wert 4 : 1 (Funktionsbeiwert 0,25) und zeigt bei den verschiedenen Flügelschnitten nur geringe Abweichungen. Der Abstand der Momentenlinie $c_m = f(c_a)$ vom Koordinatenursprung zeigt bei den Messungen tatsächlich die nach der Theorie zu erwartende Verschiebung nach rechts (bei links liegendem Ursprung), also eine Zunahme des Momentenbeiwertes mit Zunahme der Wölbung; das Maß der Abhängigkeit und der Einfluß des Seitenverhältnisses hierbei bedürfen noch der Aufklärung. W. **22/27/28. 26.**

Strömungslehre. Druckpunktlagen an Flügeln bei hohen Geschwindigkeiten (Center of Pressure Coefficients for Aerofoils at High Speeds). — W. S. Diehl, 25. Technischer Aufsatz des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt (National Advisory Committee for Aeronautics, Technical Note No. 25), April 1922, S. 1/2 (2 S., 1 Skizz., 2 Schaub.).

Bei der Festigkeitsberechnung des Hinterholms für die Lastannahme im »Höchstgeschwindigkeitsfall« (High Speed condition) wird der Druckpunkt üblicherweise um 0,50 der Flügeltiefe von der Flügelvorderkante zurückliegend angenommen. Diese Annahme ist ungerechtfertigt. Der Druckpunkt wandert mit zunehmender Geschwindigkeit mehr oder weniger gleichförmig nach hinten, wie aus einem Schaubilde der Druckpunktlage (in Teilen der Flügeltiefe hinter der Vorderkante) in Abhängigkeit vom »Schnelligkeitsbeiwert« (Wurzel aus dem Verhältnis des größten Auftriebsbeiwertes zum Auftriebsbeiwert des Fluges) für eine Reihe von Flügelprofilen hervorgeht.

Nach neueren hydrodynamischen Untersuchungen, »die jedoch ihrer Schwierigkeit halber für den Durchschnittsingenieur nutzlos sind«, kann bei manchen Flügelschnitten die Druckpunktlage aus der mittleren Profilkrümmung berechnet werden. Für die Praxis könnte der »Auslaufwinkel« der mittleren Krümmung, d. h. der Winkel zwischen Profilsehne und der Tangente an die mittlere Profilwölbung an der Flügelhinterkante Anhaltspunkte für die Größe der Druckpunktwanderung liefern. Eine Zusammenstellung der Druckpunktlagen von 117 Göttinger Profilen in Abhängigkeit vom Auslaufwinkel zeigt, daß dem größeren »Auslaufwinkel« bei einem gegebenen Schnelligkeitsbeiwert auch ein weiter hintenliegender Druckpunkt entspricht. W. **22/29. 41.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt



Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG: **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt**
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

17. Heft | **15. September 1922** | **13. Jahrgang**

INHALT:

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zum Preise von M. 20.— (ab 1. Okt. M. 70.–) vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien Fr. 25.—), England sh. 12.—), Dänemark (Kr. 10.–), Frankreich (Fr. 25.–), Japan (Yen 3.–), Italien (Lire 35.–), Luxemburg (Fr. 25.–), Niederlande (fl. 7.—), Norwegen (Kr. 11.—), Schweden (Kr. 10.—), Spanien (Pes. 15.—), Schweiz (Fr. 14.—), V. St. A. (Doll. 3.—), Tschechien (Kr. 46.–).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 1.80 für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf 1.20 Pf. für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand**, die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.



Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

17. Heft | 15. September 1922 | 13. Jahrgang

Die Darstellung der Steigleistungen von Flugzeugen.

Von Karl Schneider.

Die von einem Flugzeug erreichte Gipfelhöhe ist bekanntlich keine Größe, die ohne weiteres als Maßstab der Steighöhe angenommen werden kann; vielmehr ist es die Luftdichte, die den Wert der Steigleistung bestimmt. Es hat sich jedoch die Angabe der Luftdichte in der Gipfelhöhe nicht einbürgern können, weil die betreffenden Werte zu wenig anschaulich sind, und vor allen Dingen wohl, weil sie mit zunehmender Höhe abnehmen. Die die Flugleistung kennzeichnende Zahl wird in diesem Falle immer kleiner, wenn die Flugleistung selbst immer größer wird.

Obwohl die Steigleistung eines Flugzeuges nur gemessen werden kann durch den physikalischen Zustand der Luft in der Gipfelhöhe, also durch eine physikalische Größe von der Dimension (Masse/Volumen) oder ihrem reziproken Werte, wollte man die Steigleistung wiederum angeben durch eine Größe von der Dimension einer (Länge). Es wurde vorgeschlagen, einen Normaltag von bestimmter Druck- und Temperaturverteilung anzunehmen, und die Luftdichte der vom Flugzeug erreichten Gipfelhöhe nicht unmittelbar als solche anzugeben, sondern nur mittelbar durch die Höhenangabe des Normaltages. Man glaubte, auf diese Weise die Wünsche der Flugzeugführer nach einer Höhenangabe und die der Flugtechniker nach einer Dichteangabe vereinigen zu können[1].

Gegen diese Methode erheben sich aber eine Reihe von Bedenken. Wird als Steigleistung eine Höhenzahl angegeben, so bleibt zunächst schon ungewiß, ob überhaupt eine Umrechnung vorgenommen wurde. Es muß also in jedem einzelnen Falle erst angegeben werden, ob und auf welchen Normaltag reduziert wurde. Hiervon könnte man nur in dem Falle absehen, wenn durch eine internationale Vereinbarung ein einheitlicher, alle beteiligten Kreise bindender Beschluß gefaßt worden wäre. Selbst wenn man die Einführung dieser Methode für wünschenswert hält, müßte man auf die Durchführung für die nächste Zeit verzichten. Bis dahin wird also jeder seinen eigenen Normaltag seinen Berechnungen zugrunde legen, wobei es sehr wohl möglich ist, daß die erneuten aerologischen Ergebnisse nicht genügend berücksichtigt werden.

Grundsätzlich ist noch folgendes zu bemerken. Die dem Normaltag zugrunde gelegten Druck- und Temperaturangaben gelten vom meteorologischen Standpunkt nur für ein bestimmtes Klima (Mitteleuropa). Für andere Breiten müßten entsprechend andere Annahmen gemacht werden. Andernfalls würden die auf den Normaltag eines anderen Klimas umgerechneten Angaben von den mittleren Verhältnissen des betreffenden Klimas doch sehr verschieden sein. Diese Tatsache wird durch die folgende Zahlentafel näher erläutert, die die verschiedene mittlere Höhenlage von Luft gleicher Dichte in verschiedenen Klimaten enthält.

Mittlere Höhenlage von Luft gleicher Dichte.

Tropen	Mittleres Nordamerika	Mitteleuropa	Nordosteuropa
—	—	Boden	250 m
400 m	850 m	1000 m	1150 »
1600 »	1900 »	2000 »	2150 »
3700 »	3950 »	4000 »	4100 »

Diese Zahlenwerte beziehen sich auf mittlere Verhältnisse, man wird im Durchschnitt noch größere Unterschiede zu erwarten haben. Es wird daher notwendig sein, für verschiedene Klimata verschiedene Annahmen zu machen. Dadurch werden die Steigleistungen von Flugzeugen, die in verschiedenen Breiten gewonnen wurden, wiederum nicht ohne weiteres vergleichbar. Somit entfällt von vornherein der Hauptgrund für eine Annahme der Normaltagsmethode: die nach dieser Methode gekennzeichneten Werte gelten von vornherein nicht für die gesamte Erde.

Aus den bisherigen Darlegungen folgt, daß der Grundsatz der Normaltagsmethode von bestimmten Annahmen über Bodenwerte und vertikale Verteilung auszugehen, für die Darstellung von Flugzeugsteigleistungen ungeeignet ist.

Bei dieser Gelegenheit soll noch die folgende Bemerkung eingeschaltet werden. Beim sogenannten Normaltage ententspricht einem bestimmten Höhenwerte ein bestimmter Luftdruckwert. Demzufolge sind die meisten Höhenschreiber auf die Höhen des Normaltages geeicht, d. h. sie würden an Tagen, die eine dem Normaltage völlig gleiche Druck- und Temperaturverteilung haben, die richtige Höhe anzeigen. Hier kann nun leicht der Irrtum entstehen, daß die bei einem beliebigen Fluge aufgeschriebene Höhenkurve bereits die auf einen Normaltag reduzierte Leistung darstellt. Dies ist nicht der Fall, vielmehr muß jede Höhenkurve erst noch reduziert werden. Es schreibt eben jeder Höhenschreiber, gleichgültig wie er geeicht ist, immer nur Druckdifferenzen auf.

Wir müssen also zu einer Methode zurückkehren, die die hervorgehobenen Nachteile vermeidet, die vor allen Dingen durchführbar ist, ohne daß besondere Vereinbarungen getroffen werden müssen. —

Die Luftdichte wird im absoluten Maßsystem charakterisiert durch die »Dichte« (g/cm³) oder ihren reziproken Wert »spezifisches Volumen« (cm³/g). Benutzt man das technische Maßsystem, so haben wir das »spezifische Gewicht« (kg/m³) — gewöhnlich wird $\frac{1}{1000}$ des Betrages hiervon als spezifisches Gewicht gewählt, da dann Dichte und spezifisches Gewicht durch dieselben Zahlen gekennzeichnet werden — und den reziproken Wert (m³/kg), wofür wohl auch der Name »Gewichtsraum« gebraucht wird. Unter dem »Gewichtsraum« der Luft verstehen wir dann das in Kubikmeter gemessene Volumen der Luftmenge, die unter 45° Breite im Meeresniveau 1 kg wiegt (Technisches Maßsystem). Das »spezifische Volumen« gibt die Raumgröße in Kubikzentimetern an, die die Luft von der Masse 1 g einnimmt (absolutes Maßsystem).

Die Zahlenwerte für das spezifische Volumen betragen das 1000 fache derjenigen des Gewichtsraumes.

Es empfiehlt sich nun den Gewichtsraum oder das spezifische Volumen der Luft als Charakterisierung der Luftdichte auch bei der Berechnung von Flugzeugsteigleistungen zu benutzen.

In diesem Falle ergeben sich die folgenden Vorteile:

1. Freiheit von jeder Übereinkunft, gültig für die ganze Erde.

2. Freiheit vom Maßsystem. Ob das technische oder absolute benutzt wird, ist gleichgültig, es können auch andere Raumgrößen, etwa Kubikzentimeter, oder andere Mengengrößen, etwa Milligramm, gewählt werden, da bei den in Frage kommenden Größen die Stellung des Kommas gleichgültig ist, ohne daß Mehrdeutigkeiten entstehen können. Ein extremer am Boden vorkommender Wert ist 0,62 (m³/kg) (Winter in Ostsibirien), während für Mitteleuropa schon 0,75 ein niedriger Winterwert ist. Nach unserer Kenntnis der Atmosphäre gilt als durchschnittlicher Wert für 11 km 2,8 (m³/kg), für 15 km 5,3. Alle praktisch vorkommenden Werte werden also zwischen 0,6 und 5,0 liegen. Verwechslungen wegen Auslassens des

[1] Diese Methode wird eingehend dargelegt bei:

Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen. ZFM 1916, S. 124.

v. Mises, Ermittlung der Steigfähigkeit eines Flugzeuges aus einem Barogramm. ZFM 1917, S. 173.

Auch im Auslande sind derartige Prinzipien verfolgt worden. Man vergleiche die Referate von

Everling, Die Messungen von Flugleistungen in England ZFM 1917.

Everling: Zur Wertung von Höhenrekorden ZFM 1920 S. 121. Auch sind die zugrunde gelegten Mittelwerte immer verschieden!

Kommas treten also nicht ein. Für 20 km Höhe gilt im Mittel der Wert 12.

3. Die Zahlen für den Gewichtsraum wachsen mit der Höhe, es werden also größere Steigleistungen durch größere Zahlenwerte gekennzeichnet.

Für die praktische Benutzung ist eine Rechentafel mitgeteilt worden, die in der bekannten Form eines Fluchtliniennomogramms ausgeführt wurde. Die Berechnung geschah nach der Formel:

$$v = 2{,}153 \frac{(273 + t)}{p},$$

wo v in (m³/kg), t in Celsiusgraden und p in Millimeter Quecksilber gemessen wird[1]).

Die Werte für die Lufttemperatur und den Luftdruck sind auf dem mittleren und rechten Skalenträger aufgetragen; man verbindet zusammengehörige Werte des Druckes und der Temperatur, für die der Gewichtsraum berechnet werden soll, mit Hilfe eines Lineals und liest dann auf dem linken Skalenträger sofort den betreffenden Wert des Gewichtsraumes ab. Die Bezifferung ist so gewählt, daß man sofort (m³/kg) erhält; will man (cm³/g) haben, so sind die Werte mit 1000 zu multiplizieren.

Man ersieht aus der Tafel sofort, daß die Druckangabe auf ganze Millimeter für die Genauigkeit notwendiger ist, als die Temperaturangabe auf Zehntelgrade. Sind die Temperaturen auf 2⁰ bekannt, so beträgt der Fehler im Gewichtsraum höchstens 1 vH. Ungünstiger liegen die Verhältnisse beim Druck. Nimmt man eine Meßgenauigkeit von 1 mm an, so ist der Fehler in v (angegeben in Bruchteilen von v) bei richtig gemessener Temperatur bestimmt durch den Wert $1/p$. Der Fehler beträgt am Boden also etwa 0,1 vH, um allmählich zu steigen und bei 14 km im Durchschnitt 1 vH zu erreichen. Allerdings ist bei den heutigen Instrumenten, besonders bei niedrigen Drucken, die Ungenauigkeit der Messung größer als 1 mm. Man ersieht hieraus die Notwendigkeit einer möglichst genauen Druckmessung.

Die berechnete Rechentafel stellt den Gewichtsraum trockener Luft dar. Bei feuchter Luft ist der Gewichtsraum größer. Feuchte Luft von bestimmter Temperatur kann bezüglich ihrer Dichte ersetzt werden durch trockene Luft von etwas erhöhter Temperatur (virtuelle Temperatur). Streng

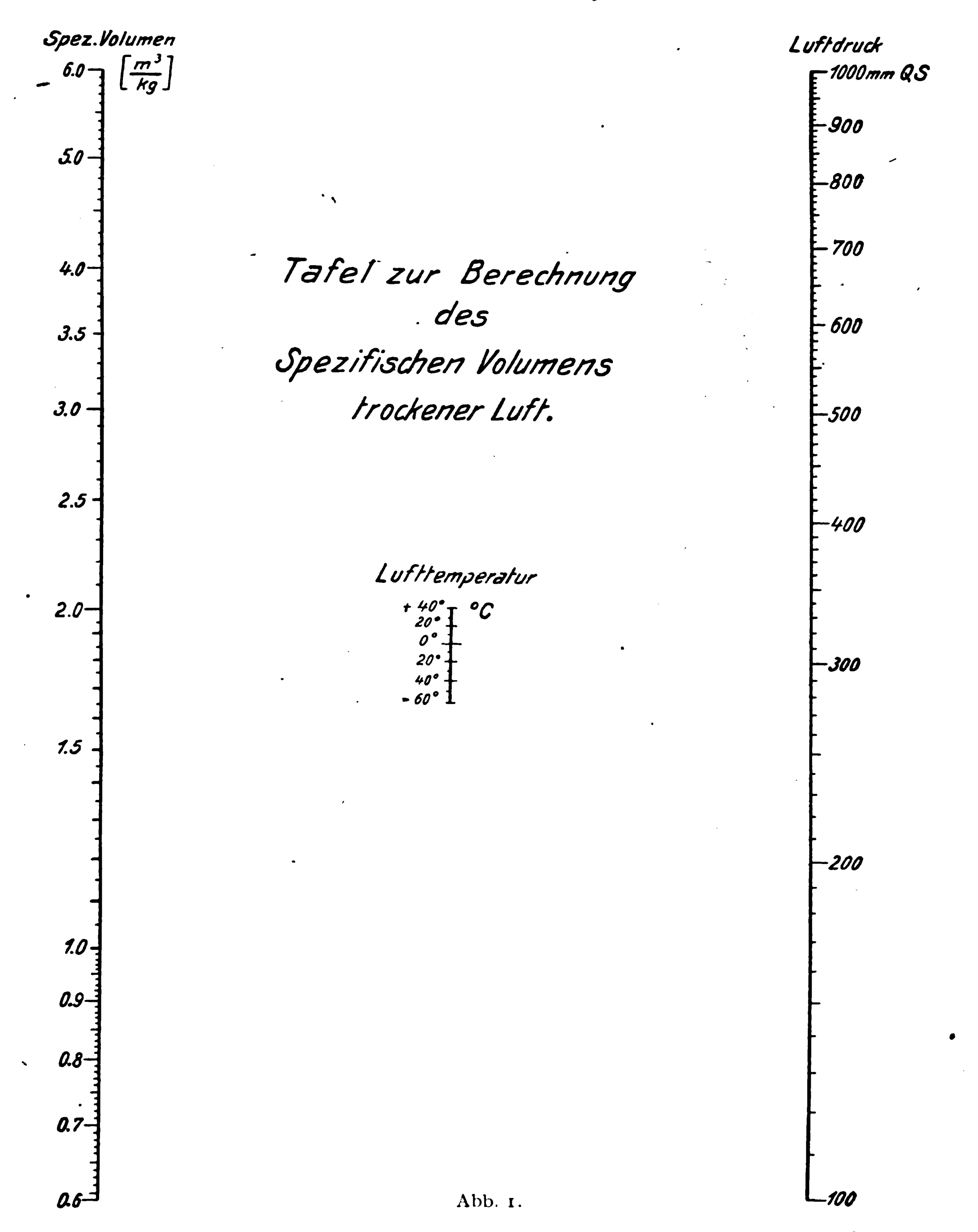


Abb. 1.

[1]) Die Konstante ergibt sich aus den Dichteangaben bei Kohlrausch, Lehrbuch der praktischen Physik.

genommen dürfen bei Gewichtsraumberechnungen nur virtuelle Temperaturen benutzt werden. Ist die Luft mit Wasserdampf gesättigt, ist also die relative Feuchtigkeit 100 vH, so berechnet sich die Differenz der wahren gegen die virtuelle Temperatur nach der folgenden Zahlentafel[1]).

Virtuelle-wahre Temperatur gesättigt feuchter Luft.

Wahre Temperatur	$t = -10°$	0°	10°	20°	30°
$p = 500$ mm	0,4	0,9			
600	0,4	0,8	1,6		
700	0,3	0,7	1,4	2,8	
800	0,3	0,6	1,2	2,4	4,5

Für geringere Luftfeuchtigkeit sind nur die betreffenden Prozente der in der Zahlentafel angegebenen Korrektionsgrößen zu nehmen.

Für die Berechnung des Gewichtsraumes kann in den meisten Fällen statt der virtuellen Temperatur die wahre genommen werden, ohne erhebliche Fehler zu erhalten, vor allen Dingen gilt dies für die großen Höhen.

[1]) Genauere Zahlentafeln finden sich bei: V. Bjerknes, Dynamische Meteorologie und Hydrographie I, Braunschweig 1912.

Flugpläne.

Von M. Wronsky.

Seit mehr als drei Jahren wird in Europa zivile Luftfahrt betrieben, und man muß zugeben, daß sie schon jetzt eine Ausdehnung angenommen hat, an die selbst ihre begeistertsten Anhänger niemals geglaubt haben. Aber wie schnell emporgeschossene Kinder so oft, ist auch dieses jüngste Kind des Verkehrs noch etwas zart. Uns allen, die wir an der Erziehung des kleinen Sprößlings mitarbeiten, liegt die Pflicht ob, nach der Art und den Ursachen der Schwäche zu forschen und über Mittel zur Heilung zu sinnen.

Merkwürdigerweise ist der delikateste Punkt unter den Kinderkrankheiten des Luftverkehrs nicht etwa das technische Entwicklungsstadium des Flugzeuges. Man muß vielmehr anerkennen, daß trotz der kurzen Entwicklungszeit des Zivilflugzeuges die neuen Verkehrsflugzeuge, die von deutschen und außerdeutschen Flugzeugbau-Firmen herausgebracht werden, in bezug auf Leistungsfähigkeit allen billigerweise zu stellenden Anforderungen entsprechen, wenn sie auch hinsichtlich der Bequemlichkeit für den Reisenden noch manche Verbesserungen vertragen könnten. Die Frage, die allen Luftverkehrsgesellschaften der Welt die meiste Sorge macht, ist die der Wirtschaftlichkeit.

Wenn überall mit Recht über die augenblickliche Unwirtschaftlichkeit des Luftverkehrs geklagt werden muß, so liegt dies an zwei Ursachen, einmal an den ungeheuren Betriebskosten, verursacht durch die hohen Aufwendungen für Löhne, Gehälter, Betriebsstoffe, Abschreibungen, Versicherungen usw., und anderseits an den niedrigen Einnahmen oder mit anderen Worten an der geringen Benutzung. Der erste Grund, die hohen Betriebskosten, sollen gelegentlich an anderer Stelle besprochen werden. Die nachstehenden Zeilen gelten lediglich der geringen Frequenz.

Sie erstreckt sich erfahrungsgemäß weniger auf Fluggäste als auf die geringe Inanspruchnahme des Flugzeugs für Postbeförderung. Der vielfach angeführte Grund, daß das Publikum seine Scheu vor dem Flugzeug noch nicht überwunden hat, kann also nicht allein als stichhaltig angesehen werden, um so weniger, als das Flugzeug in den letzten drei Jahren in stetig steigender Skala seine große Zuverlässigkeit und Sicherheit bewiesen und der Zuspruch des reisenden Publikums sich tatsächlich vermehrt hat. Den Grund für die geringe Inanspruchnahme des Flugzeuges für Briefbeförderung muß man daher an anderer Stelle suchen.

Das Flugzeug trägt einen Vorzug in sich, der es allen anderen Beförderungsmitteln weit überlegen macht, nämlich den der überragenden Schnelligkeit. Dieser Vorzug bedeutet in unserem hetzenden Zeitalter, in dem der Vorsprung von wenigen Stunden oft schon über Erfolg oder Nichterfolg im Wirtschaftsleben entscheiden kann, so unendlich viel, daß er das Flugzeug in die erste Reihe der Verkehrsmittel stellen würde, wenn die Schnelligkeit richtig ausgenutzt werden würde. Damit komme ich zum wesentlichen Punkt der heutigen Betrachtung.

Die Schnelligkeit des Flugzeuges findet im regelmäßigen Luftverkehr ihren Ausdruck im Flugplan. Seine richtige Gestaltung muß eine Hauptsorge der Luftverkehrs-Unternehmungen sein, denn er trägt vielleicht das »Sein oder Nichtsein« des Luftverkehrs in sich. Und trotzdem wird er oft recht stiefmütterlich behandelt. Es muß zugestanden werden, daß der richtige Aufbau und Ausbau des Flugplanes sehr schwierig ist, viel schwieriger, als der von Fahrplänen anderer Verkehrsmittel, denn bei dem Flugplan müssen eine große Zahl von Umständen mitberücksichtigt werden, die die Eisenbahn und das Dampfschiff ohne weiteres außer acht lassen können.

Für die Eisenbahn- und Dampfschiff-Fahrpläne sind im wesentlichen nur drei Gesichtspunkte maßgebend: das Interesse der Reisenden, das Interesse der Postverwaltung und die Sicherstellung der Anschlüsse. Und unbeirrt durch sonstige Einflüsse können sich die Bearbeiter der Fahrpläne an den internationalen und nationalen Konferenztisch setzen, um bereits Bestehendes den drei erwähnten Gesichtspunkten besser anzupassen oder etwa neu zu schaffende Verbindungen möglichst günstig in den bereits bestehenden Rahmen einzufügen.

Wie ganz anders beim Flugzeug. Hier stürmen auf den Flugplan-Bearbeiter so viele verschiedene und miteinander unvereinbare Wünsche ein, daß er oft mit Faust ausrufen möchte: ». . .mir wird von alledem so dumm . . .«. Ich greife hier nur die wesentlichsten Punkte heraus, und zwar die flugtechnischer Art. Ein Start in den ersten Stunden nach Mitternacht ist nicht möglich, weil es noch dunkel ist und eine Befeuerungsanlage wie bei der Schiffahrt vom Staat leider noch nicht geschaffen worden ist. Auch würde bei einem so früh gelegenen Start infolge der Einrichtung des Achtstunden-Diensttages, der ja leider nicht gleichzeitig ein Achtstunden-Arbeitstag ist, eine zweite Schicht von Personal eingestellt werden müssen, wodurch die Betriebskosten, die an sich schon schwer genug auf den Luftverkehrs-Unternehmungen lasten, sich ins Ungeheuere steigern würden.

Ein Start vor 6 Uhr morgens ist nicht erwünscht, weil dann noch oft Nebel herrscht.

Eine späte Ankunft am Zielort ist aus den oben erwähnten Gründen gleichfalls nicht angezeigt.

Nach Möglichkeit soll der Flugplan so gestaltet sein, daß die Flugzeuge nicht in fremden Häfen zu übernachten brauchen, denn der Flugleiter will seine Pferdchen am liebsten wieder im Stall haben, auch werden dadurch Tagegelder für die Flugzeugführer gespart, ein Argument, das bei Auslandsflügen mit Rücksicht auf die Valuta recht erheblich ins Gewicht fällt.

Die Wünsche der Fluggäste sind zwar kurz zusammenzustellen, aber schwer zu vereinen. Nicht zu früher Aufbruch, denn das ist unbequem. Möglichst am gleichen Tage zum Zielpunkt und wieder nach Hause und am Zielpunkt eine möglichst große Pause, um die Arbeit erledigen zu können.

Fliegen in der sommerlichen Mittagshitze ist nicht beliebt, weil infolge der dann oft auftretenden Sommerböen die Seekrankheit oder besser die Luftkrankheit droht. —

Und nun kommen die postalischen Wünsche: Für den Zeitungstransport soll das Flugzeug ganz früh starten, damit die Zeitung am Zielpunkt möglichst schon auf dem Kaffeetisch des Abonnenten liegen kann, oder aber es soll nachmittags um 4 Uhr abfliegen, damit die Abendzeitungen mit den Börsenberichten mitgegeben werden können.

Die Briefpost darf erst in den späten Nachmittagsstunden abgehen, damit möglichst viel Zeit des Tages zum Schreiben von Briefen zur Verfügung steht. Trotzdem möchte der Absender seine Briefe möglichst noch am gleichen Tage in den Händen des Empfängers wissen. Fliegen in der Nacht ist aber im Augenblick wegen des schon weiter oben erwähnten Fehlens jeglicher Befeuerungsanlagen noch nicht möglich. Und so geht der Circulus vitiosus unentwegt weiter.

Es ist ohne weiteres einleuchtend, daß es, solange die Zahl der Deutschland zur Verfügung stehenden Verkehrsflugzeuge noch so klein ist und das Reich nicht über größere Mittel für eine Reichsbeihilfe verfügt, nicht möglich ist, alle diese Wünsche zu vereinen, was sich ja nur durchführen ließe, wenn mehrere Flugzeuge zu verschiedenen Zeiten auf einer

Strecke verkehren. Ein Flugplan wird also vorläufig noch ein Kompromiß bleiben. Es muß daher Aufgabe der Luftverkehrs-Unternehmungen sein, Flugpläne zu schaffen, die mehr als bisher den berechtigten Wünschen des Publikums Rechnung tragen.

Die ersten Flugpläne, die bei Aufnahme des zivilen Luftverkehrs zugrunde gelegt wurden, waren eigentlich lediglich vom flugtechnischen Standpunkt diktiert. Man flog morgens zu einer Zeit, die mit Wahrscheinlichkeit Nebelfreiheit gewährleistete, vom Heimathafen ab und war sehr stolz, daß man schon um 11 Uhr vormittags irgendwo »weit weg« landen konnte. Ob dieser Zeitgewinn tatsächlich für die Wirtschaftskreise einen wesentlichen Vorteil bedeutete, fiel anfangs nicht so ins Gewicht. Den ersten Einfluß auf die Gestaltung des Flugplanes übten sehr bald die Verleger der großen Zeitungen aus, die diktatorisch erklärten, daß sie nur Interesse an dem Transport ihrer Blätter im Flugzeug hätten, wenn die Flugpläne mehr ihren Wünschen angepaßt würden. Mit Rücksicht auf das reisende Publikum wurden die Flüge nach Möglichkeit in die großen Pausen zwischen den Schnellzugsverbindungen eingeschoben. Je mehr sich aber die Überzeugung Bahn brach, daß ein Luftverkehr innerhalb der Landesgrenzen nur in Ausnahmefällen einen so wesentlichen Zeitvorsprung ergeben wird, daß er einen ins Gewicht fallenden Teil des Verkehrs auf sich lenken kann und daß die Zukunftsaufgabe der Luftfahrt fast ausschließlich auf großen, internationalen und transkontinentalen Strecken liegt, um so größer wurden die Schwierigkeiten der Flugpläne. Man glaubte die überragende Geschwindigkeit des Flugzeuges am besten dadurch auszunutzen, daß man in den frühesten Morgenstunden startete und möglichst lange Strecken (mit Flugzeugwechsel auf Etappen-Stationen) bis in die späten Abendstunden flog. Und war ganz erstaunt, daß die Frequenz sowohl an Post wie an Passagieren weit hinter allen Erwartungen zurückblieb. Man sprach von Interesselosigkeit des Publikums trotz der großen zeitlichen Vorteile und rechnete ihm vor, daß man für eine bestimmte Strecke z. B. nur 10 Stunden Flugzeit gegenüber einer 24stündigen Bahnfahrt gebrauche. Erst allmählich sah man ein, daß der Grund der Zurückhaltung der »Verbraucher« im fehlerhaften Flugplan lag. Für die Zwecke der Post ist, wie schon weiter oben erwähnt, ein Frühstart nur in den seltensten Fällen, die sich meist auf Zeitungstransporte beschränken werden, von Bedeutung, da fast alle Briefe erfahrungsgemäß im Laufe des Tages geschrieben und bei der Post so aufgeliefert werden, daß sie mit den großen Nachtschnellzügen abbefördert werden können. Es ist daher zwecklos, sie nachts über liegen zu lassen, um sie am nächsten Morgen dem Flugzeug mitzugeben, das trotz aller Schnelligkeit naturgemäß den am Abend vorher abgefahrenen Schnellzug nicht mehr einholen kann. Und mit den Fluggästen ist es nicht viel anders. Es wäre verfehlt, im jetzigen Entwicklungsstadium des Flugzeuges schon den Kampf mit dem Schlafwagen aufnehmen zu wollen. Es gibt nicht gar zu viel Leute, die geschäftlich von Berlin z. B. nach dem Rheinland wollen und dazu anstatt mit dem bequemen Schlafwagen morgens, ausgeruht für die Arbeit, am Zielpunkt einzutreffen, kostbare Stunden des nächsten Tages opfern, um zwar in der Hälfte der Zeit ans Ziel zu gelangen, aber immerhin einen halben Arbeitstag verloren zu haben. Wenn trotzdem eine beträchtliche Zahl derartiger Luftreisender vorhanden ist, so dürfen sie vom Verkehrsstandpunkte aus doch nicht so stark bewertet werden, weil es zum großen Teil Reisende sind, die den Flug aus Freude am Fliegen ausführen, während wir damit rechnen und damit rechnen müssen, daß das Fliegen in Zukunft so zu den Gewohnheiten und Notwendigkeiten des Lebens gehört wie das Eisenbahnfahren.

In noch viel stärkerem Maße treten die Schwächen eines ungünstigen Flugplanes bei längeren Strecken in Erscheinung. Ich greife als Beispiel die Frühjahrsverbindung von Paris nach Warschau heraus.

Das Flugzeug verläßt des Morgens Paris und ist am späten Nachmittag in Prag. Hier muß es — und mit ihm seine kostbare und eilige Ladung an Reisenden und Post — wegen der einbrechenden Dunkelheit übernachten. Am nächsten Morgen kann erst der Weiterflug angetreten werden. Gegen Nachmittag wird in Warschau gelandet[1]). Der Eisenbahnzug dagegen verläßt Paris schon am Abend vor dem Abflug. Er kann, abgesehen von den wenigen Briefen, die etwa noch während der Nacht geschrieben werden, die gleiche Post wie das Flugzeug mitführen und trifft planmäßig etwa eine halbe Stunde vor dem Flugzeug in Warschau ein. Allerdings braucht er für die Reise rund 40 Stunden Fahrzeit, während das Flugzeug nur etwa 12—14 Stunden in der Luft ist. Der Nutzeffekt aber ist der gleiche, denn weder Post noch Reisende kommen früher an ihr Ziel. Dies eine Beispiel mag genügen. Es erläutert deutlich, wo der Hebel angesetzt werden muß. Der Lehrsatz, der sich aus dem Vorstehenden als Schlußfolgerung ergibt, lautet: Solange das Fliegen während der Nacht noch nicht so durchorganisiert ist, daß es als sicherer Faktor mit in die Berechnung eingesetzt werden kann, dürften Flugpläne niemals ohne sorgfältiges Studium der Eisenbahnfahrpläne aufgestellt werden und müssen über längere Strecken stets mit der Eisenbahn verbunden werden. Auch hierfür ein Beispiel:

Die Deutsche Luft-Reederei bearbeitet zurzeit zusammen mit der Danske Luftfart Selskab die Organisation von Luftverbindungen, ausgehend von Kopenhagen über Hamburg nach dem Rheinland, mit Ausstrahlungen nach Paris und London einerseits und nach Berlin—Süddeutschland und weiter südlich anderseits (die Ausführung dieses Planes läßt sich mit

[1]) Der Sommerflugplan sieht die Zurücklegung der Strecke in einem Tage vor.

Flugplan.

Flugdienst täglich mit Ausnahme von Sonntag.

Strecke: Kopenhagen—Hamburg—Berlin—Dresden—Prag

Flugzeug		Eisenbahn		Eisenbahn	Flugzeug	
		2^{05}	ab Kristiania . . . . . an	3^{50}		
		11^{25}	ab Gothenburg . . . . an	6^{27}		
		7^{15}	ab Stockholm. . . . . an	9^{45}		
	8^0		ab **Kopenhagen** . . . . an	7^{47}	11^{15}	
	5^0		an **Hamburg** . . . . . ab	5^{24}	9^{15}	
11^{30}	3^{30}		ab Westerland . . . . an		11^0	5^{15}
1^0	5^0		an Hamburg . . . . . ab		9^{30}	3^{45}
		11^{30}	an Bremen . . . . . . ab	6^{03}		
		6^{50}	an Köln . . . . ab	10^{12}		
		9^{42}	an Frankfurt a. M. . . ab	12^{45}		
		6^{12}	an Essen . . . . ab	11^{11}		
	8^0		ab Essen . . . . an		8^0	
	9^{20}	2^{05}	an Brüssel . . . . . . ab	2^{10}	5^0 W.E.Z.	
	1^0	9^{30}	an London . . . . . . ab	8^{30}	2^0	»
	12^{30}	10^{42}	an Paris . . . . ab	8^{10}	2^{30}	»
1^{30}	5^{15}		ab **Hamburg** . . . . . an		9^0	3^{30}
3^{30}	7^{15}		an **Berlin** . . . . . . ab		7^0	1^{30}
		7^{23}	an Königsberg[1]) . . . ab	9^{24}		
		6^{25}	an Warschau . . . . . ab	8^{20}		
		2^{03}	an Breslau . . . . . . ab	8^{48}		
		8^{50}	an München . . . . . ab	7^{30}		
		12^{15}	an Rom . . . . ab	8^{20}		
		6^{17}	an Florenz . . . . . . ab	2^{30}		
		9^{13}	an Leipzig . . . . . . ab	9^{33}		
		1^{23}	an Hannover . . . . . ab	10^{56}		
		9^{42}	an Frankfurt a. M. . . ab	10^{07}		
		5^{40}	an Basel . . . . ab	1^{50}		
		7^{28}	an Köln . . . . ab	1^{20}		
		5^{42}	an Mailand . . . . . . ab	12^{30}		
		12^{25}	an Genf . . . . ab	1^{35}		
		11^{10}	an Lyon . . . . ab	7^{55}		
	4^0		ab **Berlin**. . . . . . . an		1^{15}	
	5^{30}	11^{39}	an **Dresden** . . . . . . ab	7^{08}	12^0	
	6^0		ab **Dresden** . . . . . . an		11^{30}	
	7^0	3^{42}	an **Prag** . . . . ab	2^{22}	10^{30}	
		11^{00}	an Wien . . . . ab	9^{50}		
		11^{35}	an Brünn . . . . . . ab	2^{45}		
		2^{25}	an Budapest . . . . . ab	6^{10}		

[1]) Flugverbindung mit Riga-Reval und mit Moskau.

Rücksicht auf die für dieses Jahr in ihrer Auswertung noch bestehenden Einschränkungen der Luftfahrt durch die Entente erst im nächsten Frühjahr ermöglichen). Würde man den Abflug von Kopenhagen auf den Morgen verlegen, so würde sich ein ähnliches Bild wie auf der vorerwähnten Strecke Paris—Warschau ergeben. Die Post bliebe unnötig in Kopenhagen eine Nacht liegen, anstatt am Abend mit dem Zuge nach Hamburg abzugehen, und das Flugzeug würde seinen Zielpunkt Paris und London wegen der Länge der Strecke am gleichen Tage doch nicht erreichen. Die Ausführung ist daher derart gedacht, daß der Start in Kopenhagen auf die ersten Nachmittagsstunden gelegt wird, so daß Gelegenheit ist, im Laufe des Vormittags noch Korrespondenz zu erledigen und die Ergebnisse der Börse abzuwarten. In Hamburg ist Anschluß an den Nachtschnellzug nach dem Rheinland-Industriebezirk vorhanden, das am nächsten Morgen erreicht wird. Von hier aus besteht Anschluß an das Flugzeug nach Paris einerseits und nach Brüssel—London anderseits. Beide erreichen ihr Ziel bereits gegen Mittag. Dieser Plan bedeutet der reinen Eisenbahnbeförderung gegenüber einen erheblichen Vorsprung, der im Nutzeffekt 24 Stunden bedeutet.

Für die Verbindung von Hamburg über Berlin nach Süddeutschland soll im Anschluß an das von Kopenhagen kommende Flugzeug nach Berlin geflogen werden, wo die Ankunft noch so rechtzeitig erfolgt, daß Reisende und Post die Abendzüge, die von Berlin aus nach allen Richtungen abgehen, benutzen können.

Vorstehender Flugplan soll diese Luftverkehrslinie mit all ihren Anschlüssen veranschaulichen und gleichzeitig ein Bild geben, wie ein moderner Flugplan in Zukunft aussehen wird und aussehen soll.

Schließlich soll eine Skizze die gesamten Gedanken der Verbindung von Fahrplänen nochmals veranschaulichen. Es ist hierfür eine Strecke ausgewählt, die durch ihre Riesenausdehnung und die Verbindung großer Wirtschaftszentren in Europa von ganz besonderer Bedeutung zu sein scheint und außerdem deshalb von Interesse ist, weil sie zum größeren Teil jetzt schon besteht. Es ist dies die Linie Rabat (Nordafrika)—Toulouse—Paris—Köln—Berlin—Moskau. Der Abschnitt Berlin—Königsberg—Moskau wird bereits jetzt von der Deutsch-Russischen Luftverkehrs-Gesellschaft geflogen, ebenso hat Toulouse—Rabat einen regelmäßigen Luftdienst. Das letzte Bindeglied Paris—Berlin wird gemäß den Vereinbarungen zwischen der Deutschen Luft-Reederei und französischen Luftverkehrs-Gesellschaften im Frühjahr des Jahres 1923 eröffnet werden. Die eingezeichneten Eisenbahnstrecken sollen grundsätzlich während der Nacht zurückgelegt werden.

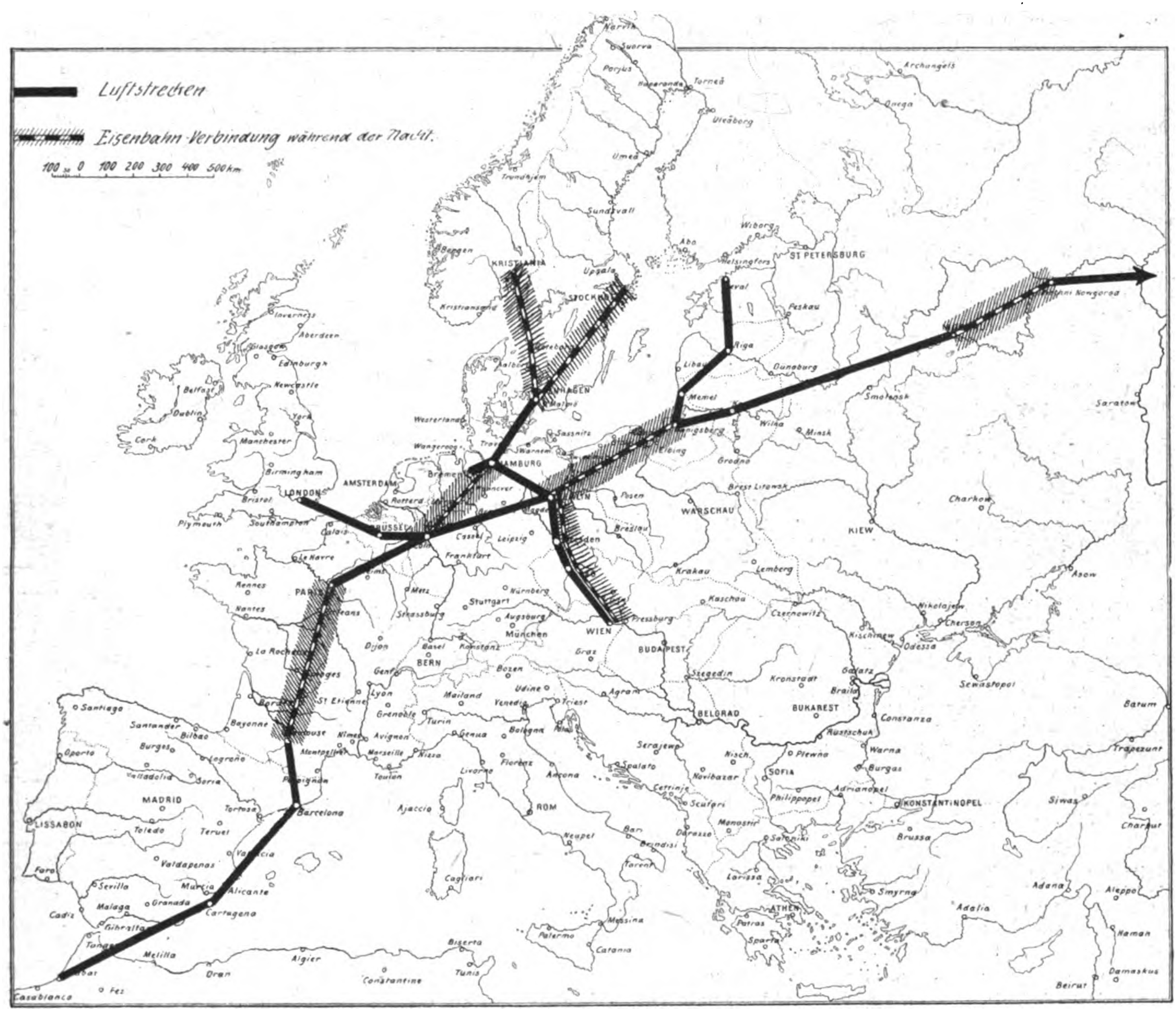


Abb. 1.

Welch ungeheurer Zeitgewinn auf diese Weise erzielt werden kann, leuchtet ohne weiteres ein, und es hat den Anschein, als ob alle europäischen Luftverkehrs-Gesellschaften die Wichtigkeit genau durchgearbeiteter internationaler Luftverkehrspläne, die eine Lebensfrage des Luftverkehrs sind, bereits erkennen. Ebenso wie alle Eisenbahnverwaltungen in internationalen Fahrplan-Konferenzen ihre Fahrpläne

untereinander abstimmen, muß dies auch unter den Luftverkehrs-Unternehmungen geschehen, wobei selbstverständlich ist, daß an diesen Besprechungen auch Vertreter der Eisenbahnbehörde teilnehmen. Einen hoffnungsfrohen Auftakt dazu sehen wir in der International Air Traffic Association, der eine große Zahl führender Luftverkehrs-Gesellschaften Europas angeschlossen sind. In deren Sitzungen nehmen die Besprechungen über Flugplanfragen bereits einen großen Raum ein.

Die Zukunft muß dazu führen, daß alljährlich Eisenbahn- und Postbehörden, Dampfschiffs-Gesellschaften und Luftreedereien in gemeinsamen Beratungen ihre großen internationalen Verkehrslinien festlegen. Dies muß mindestens für die nächsten Jahre geschehen, bis das Flugwesen so weit entwickelt ist, daß es unabhängig von allen anderen Verkehrsmitteln ohne Unterbrechung Tag und Nacht das Luftmeer durchqueren kann.

Bücherbesprechung.

Rendiconti dell' Istituto sperimentale aeronautico. Jahrgang 10, zweite Reihe, Heft 1 u. 2 vom 15. Februar und 15. April 1922. Rom 1922, Tipografia del Senato. Gr. 8°. Seite 1 bis 44 und 45 bis 106. Nebst je einem Anhang: Seite 1 bis 48 bzw. 49 bis 92. Mit zahlreichen Abbildungen und Tafeln.

Inhalt dieser »Berichte der italienischen Versuchsanstalt für Luftfahrt« (der neunte Jahrgang wurde in der ZFM Bd. 12, Nr. 17, 23 und 24 vom 15. September, 15. und 31. Dezember 1921, S. 266, 342 und 362, sowie Bd. 13, Nr. 5 vom 15. März 1922, S. 70, besprochen):

Heft 1:

A. Verzeichnis der *Formelgrößen* für luftfahrtechnische Arbeiten (Elenco dei simboli da usarsi negli studi di aeronautica),

B. Ing. R. Verduzio, Punktförmig gelagerte *Knickstäbe* (Sui solidi caricati assialmente di punta),

C. Ing. F. Bertozzi Olmeda, Die *Wasser-Meßanlagen* der italienischen Versuchsanstalt für Luftfahrt und ihre Verwendbarkeit (Impianto idrodinamico dell' Istituto sperimentale aeronautico ed i suoi caratteri sperimentali).

Heft 2:

D. Ing. R. Verduzio, Neue *Materialprüfmaschinen* der Technologischen Abteilung in der italienischen Versuchsanstalt für Luftfahrt (Alcune nuove macchine della Sezione di tecnologia dell' Istituto sperimentale aeronautico),

E. Ing. F. Bertozzi Olmeda, Modellmessungen im Wasser über das Verhalten des *M-Luftschiffes* in der Steuerkurve (Ricerche sperimentali idrodinamiche sul comportamento di un modello di dirigibile *M* in evoluzione di regime).

Anhänge:

F. Ing. E. Pistolesi, Anwendung der *Wirbeltheorie* auf Tragwerke (Teoria di vortici applicata ai sistemi portanti).

Diese Inhaltsangabe zeigt bereits, daß unsere Fachgenossen jenseits der Alpen weiter schaffen und ihre beneidenswert reichen, vielseitigen Versuchsanlagen nicht nur zu bauen und zu beschreiben, sondern vortrefflich zu benutzen wissen. Sie zeigt auch schon, besonders im ersten und im letzten Aufsatz, daß die deutsche Luftfahrtwissenschaft dort Schule gemacht hat.

A. Die Formelzeichen, die in der ersten Arbeit und — wie während des Krieges in unseren »TB« — innen in den Heftdeckeln als im allgemeinen verbindlich für die Mitarbeiter abgedruckt sind, wurden gegen die ursprüngliche Liste der damaligen Direzione sperimentale dell' Aviazione (1920) vereinfacht und gekürzt.

Die Richtlinien für das Verzeichnis gelten zum Teil für alle Normenarbeit:

1. Was allgemein oder weit verbreitet ist, möglichst verwenden,
2. Nichts Überflüssiges einführen,
3. Gleichartige Zeichen für verschiedene Begriffe möglichst vermeiden (z. B. *h* für Höhe und Druck),
4. Größen, die nicht in den gewöhnlichen Maßeinheiten ausgedrückt sind, durch Rundschrift des gleichen Formelzeichens von den Größen in üblicher Einheit unterscheiden (z. B.: *V* bedeutet Geschwindigkeit in m/s, $\mathfrak{V}$ in km/h),
5. Für unbenannte Größen (Verhältnisse, Winkel usw.) griechische Buchstaben verwenden, sofern nicht der allgemeine Brauch entgegensteht; so pflegt man Zahlen mit kleinen lateinischen Buchstaben zu bezeichnen, anderseits die Zähigkeit mit μ, die kinematische Zähigkeit mit ν, die Winkelgeschwindigkeit mit ω, obwohl alle eine Dimension haben,
6. Verwickelte Zeichen mit gehäuften Zeigern vermeiden, z. B. P_{g_u} oder gar $P_{g_{u}}$.

Das technische Maßsystem (kg — Gewicht, m, s) wird verwendet (im italienischen: *Kg, m, sec*), daneben mm, cm und km (italienisch: *Km*), min und h (italienisch: *ora*), g und t (*ton.*).

Bei uns werden die Formelzeichen, in Italien auch die Maßeinheiten *kursiv* gesetzt.

Das Verzeichnis selbst ist am Schluß dieser Besprechung wiedergegeben.

B. Auf Anwendung von Rechentafeln führt der Aufsatz über Knickbeanspruchung von kreisförmigen Stahlrohren, Tropfenprofilen und dreikantigen Fachwerkträgern bei punktförmiger Lagerung.

Rankines Formel läßt sich in drei Gleichungen zerlegen, die mit einer dreifachen »Z-Tafel« aufzulösen sind. Geschickte Anordnung gestattet mit drei Skalenträgern auszukommen. Die verwickeltere Gestalt der Gleichung für zusammengesetzte Träger läßt sich ebenso beherrschen, wenn man zwei Hilfstafeln von z- bzw. Netzform hinzunimmt.

C. Die Versuchsanstalt besitzt für Modellmessungen in Wasser einen Froude-Tank für Widerstände, Seitenkräfte und Drehmomente bei fortschreitender Bewegung, ferner einen Rundlauf-Behälter zum Erforschen der Drehmomente, Radialkräfte und Gleichgewichtswinkel von Luftschiffmodellen in Kurvenfahrt (vgl. Absatz E). Beide werden mit Lichtbildern und Bauskizzen auch der Hilfseinrichtungen ausführlich beschrieben.

D. Von den zahlreichen Materialprüfmaschinen sind zwei neuartige zum Untersuchen von Luftfahrzeugteilen

bis 8 m Länge auf Druck bzw. Knicken bis 100 t,
bis 12 m Länge auf Zug oder Druck bzw. Knicken bis 15 t,

beide wagrecht, und eine dritte senkrecht für Teile

bis 4 m Länge auf Druck bzw. Knicken bis 15 t

bemerkenswert. Sie werden samt dem Aufstellungsraum an zahlreichen Abbildungen eingehend erläutert.

E. Ein Modell 1 : 250 des M-Luftschiffes aus Aluminium mit einstellbaren Stahlrudern wurde im Rundlauf (vgl. Absatz C) durchgemessen. Die Ergebnisse sind in Zahlentafeln und Kurven, leider ohne hinreichende Beschriftung, für verschiedene Fahrzustände zusammengestellt. Hauptfolgerung: Das Luftschiff vermag keinen stabilen Steuerkreis zu fahren, wenn der Führer nicht um den Winkel für ausgeglichenes Drehmoment gegen die Flugbahn vorhält.

F. Der Anhang berichtet im wesentlichen über die Prandtlsche Tragflügelberechnung. Im Literaturverzeichnis sind neben (alphabetisch) Bader, Betz, von Karman, von Mises, Munk, Prandtl, Rubach, von Sanden, Trefftz nur sechs Ausländer, darunter Eiffel und Joukowski, vertreten. Auch die Abbildungen und Formeln kommen dem deutschen Aerodynamiker meist bekannt vor. Ein Zusatz bringt Vektorformeln.

Alles in allem: sehr verdienstliche Arbeit zur Förderung der Luftfahrtechnik durch Normen und Berichte, durch Versuchsanlagen und Forschungen. Everling.

Italienische Formelzeichen für die Luftfahrt.

Quelle s. vorstehende Buchbesprechung.

[Bemerkungen des Bearbeiters in eckigen Klammern.]

1. Luft.

Y Höhe (m),
a Luftdichte (kg s^2/m^4),
a_0 Luftdichte am Boden (= 0,125 gesetzt),
$\delta = a/a_0$ Luftdichteverhältnis (unbenannt),
p Luftdruck (kg/m²),
p_0 Luftdruck am Boden (= 10330 kg/m² = 760 mm QS gesetzt),
$\psi = p/p_0$ Luftdruckverhältnis (unbenannt),
*t Lufttemperatur (°C),
*t_0 Lufttemperatur am Boden (= 15° C gesetzt),
*T Lufttemperatur (° absolut),
*T_0 Lufttemperatur (° absolut) am Boden (= 288°)
*μ Zähigkeit (kg s/m²),
*$\nu = \mu/a$ kinematische Zähigkeit (m²/s).

---

* Bedeutet: Auch bei uns gebräuchlich.



2. Flugzeug.

V Geschwindigkeit des Flugwindes (des Flugzeuges längs der Flugbahn) (m/s),
$\mathfrak{V}$ Geschwindigkeit des Flugwindes (km/h),
v Steiggeschwindigkeit (m/s),
*φ Steigwinkel (unbenannt),
*α Flügelanstellwinkel (unbenannt) [auch Einstellwinkel beim Verspannen ?],
ϑ Hängewinkel des Flugzeuges (für eine feste Bezugslinie, meist die Achse des Schraubenzuges) (unbenannt),
S Flügelfläche (m²),
L Flügelspannweite (m), l Flügeltiefe (m) [im Italienischen als Länge bzw. Breite bezeichnet],
*$\lambda = l/L$ Seitenverhältnis (unbenannt), $\Lambda = L/l$ »Randverhältnis« (unbenannt) [im Italienischen als Längenverhältnis bzw. Schlankheit der Flügel bezeichnet],
F, F_x, F_y Gesamtkraft, Widerstand bzw. Auftrieb (kg),
χ, χ_x, χ_y Beiwerte dieser Kräfte (unbenannt)

$$\text{z. B. } \chi = \frac{F}{a\, S\, V^2},$$

[also wie unsere früheren Werte ζ_R, ζ_W, ζ_A auf den doppelten Staudruck bezogen],
K, K_x, K_y spezifische Gesamtkraft, spezifischer Widerstand bzw. Auftrieb (kg s²/m⁴), z. B.

$$K = a_0 \cdot \chi = \frac{F}{\delta\, S\, V^2},$$

$\eta = \frac{\chi_y}{\chi_x} = \frac{K_y}{K_x}$ = »Gütegrad« [im Italienischen: aerodynamischer Wirkungsgrad; bei uns heißt der Kehrwert »Gleitzahl«],
F_t, F_n Sehnenkraft bzw. Pfeilkraft (tangential bzw. normal), auf Tragflügel oder Tragwerk (kg),
χ_t, χ_n Beiwerte dieser Kräfte (unbenannt),
K_t, K_n spezifische Sehnen- bzw. Pfeilkraft (kg s²/m⁴),
*M_A Moment der Luftkräfte um einen Punkt A (kgm),
χ_{mA} Beiwert dieses Momentes (unbenannt), nämlich

$$\chi_m = \frac{M}{a\, S\, l\, V^2};$$

K_{mA} spezifisches Luftkraftmoment um den Punkt A (kg s²/m⁴), nämlich

$$K_m = a_0 \cdot \chi_m = \frac{M}{\delta\, S\, l\, V^2}.$$

Anmerkung: Diese sämtlichen Zeichen für Luftkräfte usw. werden mit einem Sternchen versehen, wenn sie sich auf das ganze Flugzeug beziehen, mit dem Zeiger p oder d, wenn sie das Höhen- bzw. Seitenruder betreffen, für besondere Fälle mit anderen Zeigern.

s Abstand des Druckpunktes von der Vorderkante (m),
$\sigma = s/l$ Verhältnis dieses Abstandes zur Flügeltiefe (unbenannt),
*h Flügelabstand eines Mehrdeckers (m) [italienisch auch: »Lichte Öffnung der Tragzelle«],
Q Gesamtgewicht des Flugzeuges (kg),
Q_0 Gewicht des Tragwerkes (kg),
Q_m Gewicht der betriebsfähigen Kraftanlage (kg),
Q_v Leergewicht (kg),
$q_s = Q/S$ Flächenbelastung (kg/m²),
$q_p = Q/P$ Leistungsbelastung (kg/PS) [hier müßte $Q/\mathcal{P}$ stehen, s. weiter unten],
G Flugzeugschwerpunkt,
τ_p, τ_d, τ_a Ausschläge der Höhen-, Seiten- bzw. Querruder (unbenannt),
Y_t Rechnungsgipfelhöhe (m),
Y_p Betriebsgipfelhöhe (m).

Anmerkung: Ein Achsenkreuz, das mit dem Flugzeug fest verbunden ist, hat die Längsachse als X-, die Hochachse als Y-, die Querachse als Z-Achse, und zwar als rechthändiges Koordinatensystem, wenn nicht besondere Gründe dagegen sprechen. [Im Italienischen heißt es: Die x-Achse soll mit der Zugrichtung zusammenfallen, die y-Achse in der Symmetrieebene liegen, die z-Achse senkrecht zu beiden usw.]

3. Motor.

P Leistung (kgm/s), $\mathcal{P}$ Leistung (PS) [oben bei der Leistungsbelastung mußte also das Rundschrift-P verwendet werden],
P_u, $\mathcal{P}_u$ Nutzleistung (Motorleistung mal Wirkungsgrad),

* Bedeutet: Auch bei uns gebräuchlich.

C Motordrehmoment (kg/m),
μ Umrechnungsverhältnis des Drehmoments (von der Bodenluftdichte auf anderen Luftzustand),
N Drehzahl (s⁻¹),
$\mathfrak{N} = 60\, N$ Drehzahl (min⁻¹),
*d Lichter Zylinderdurchmesser (mm),
c Kolbenhub (mm),
n Zylinderzahl,
l Schubstangenlänge (mm),
p Zylinderinnendruck (kg/m²) (mit geeigneten Zeigern zum Unterscheiden der Arten, z. B. größter, mittlerer Druck),
V Ansaugraum (l),
V_c Verdichtungsraum (l),
$\varepsilon = \frac{V + V_c}{V_c}$ Verdichtungsverhältnis (unbenannt),
Q_0 Leergewicht des vollständigen Motors (kg),
Q Gewicht des vollständigen Motors (mit Wasser und Öl) betriebsfähig (kg),
Q_m Gewicht der Kraftanlage (betriebsfähiger Motor und Luftschraube) (kg),
q_c Brennstoffverbrauch, q_l Ölverbrauch [kg/PSh, im Deutschen vielfach als Einheitsverbrauch bezeichnet].

4. Luftschraube.

n Zahl der Schraubenflügel,
*D Schraubendurchmesser (m),
*$R = \frac{1}{2} D$ Schraubenhalbmesser (m),
l Blattbreite (m) [fehlt im Italienischen infolge Druckfehlers] (mit zweckmäßigen Zeigern für die verschiedenen Arten, z. B. abgewickelte, größte, mittlere Breite),
$\lambda = l/R$ Blattbreitenverhältnis (unbenannt),
H_r Steigung des Schraubenflügelschnittes beim Halbmesser r (m),
*H Steigung der Schraube (Begriff gegebenenfalls durch Vereinbarung festzulegen) (m),
$s_r = H_r - V/N$ Schlupf des Schraubenflügelschnittes beim Halbmesser r (m),
*$s = H - V/N$ Schlupf der Schraube (m),
$\sigma = s/H$ Schlupfverhältnis (unbenannt),

Anmerkung: Diese Bezeichnung mit geeigneten Zeigern zum Unterscheiden der Arten, z. B. geometrische, aerodynamische, wirksame Steigung, ebenso für den Schlupf.

Ω Winkelgeschwindigkeit der Schraube (s⁻¹),
$\gamma = \frac{V}{R\,\Omega}$ Fortschrittsgrad (unbenannt),
β_r Einstellwinkel des Schraubenflügelschnittes beim Halbmesser r (Winkel der Profilsehne gegen die Schraubenebene) (unbenannt),
T Schraubenzug (kg),
ϱ Wirkungsgrad (unbennant),
$\tau = \frac{T}{a\, R^4\, \Omega^2}$ Schubwert (unbenannt),
$\varkappa = \frac{C}{a\, R^5\, \Omega^2} = \frac{P}{a\, R^5\, \Omega^3}$ Drehwert (unbenannt),
$f_t = \frac{T}{\delta\, D^4\, N^2}$ spezifischer Schub (kg s²/m⁴),
$f_c = \frac{C}{\delta\, D^5\, N^2}$ spezifisches Drehmoment (kg s²/m⁴),
$f_p = \frac{P}{\delta\, D^5 N^3}$ spezifische Leistung (kg s²/m⁴),
$\chi_s = \frac{T}{a\, S\, V^2}$ »Treibwert« (unbenannt) [ein deutsches Wort für diesen »Propulsionskoeffizienten« gibt es unseres Wissens noch nicht; man bezieht den Ausdruck besser auf die halbe Luftdichte, wie bei den Luftkraftbeiwerten],
$K_s = \frac{T}{\delta\, S\, V^2} = a_0 \cdot \chi_s$ spezifischer Schraubenzug (kg s²/m⁴).

Anmerkung: Ein Achsenkreuz, das mit der Schraube fest verbunden ist, habe die Schraubenachse als X-Achse, das Lot auf der gemeinsamen Lage der Schnitte, die den Umriß eines Blattes bestimmen, als Y-Achse und die Z-Achse senkrecht dazu, so daß ein rechthändiges Koordinatensystem entsteht.

* Bedeutet: Auch bei uns gebräuchlich.

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten, auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Verordnung über Luftfahrzeugbau. Vom 25. Juli 1922. Die Note des Obersten Rats vom 29. Januar 1921 legte in Nr. 3 Deutschland die Verpflichtung auf, die für die Zerstörung von Zeppelinen verlangte Entschädigung zu leisten; die Erklärung der alliierten Regierungen vom 5. Mai 1921 wiederholt diese Forderung (Londoner Ultimatum). Die Regierung hat am 10. Mai 1921 das Ultimatum angenommen.

Die Botschafterkonferenz vom 30. Juni 1921 hat Deutschland das Recht zugesprochen, an Stelle der Barentschädigung für die zerstörten Zeppeline Sachleistungen auszuführen, und die deutsche Regierung hat der amerikanischen Regierung die Lieferung eines starren Luftschiffs angeboten. Die amerikanische Regierung hat das Angebot angenommen. Das Nähere ist in drei Verträgen zwischen der deutschen und der amerikanischen Regierung, der deutschen Regierung und der Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H. und endlich zwischen der amerikanischen Regierung und der Luftschiffbau Zeppelin G. b. m. H. geregelt.

Da die Verordnung vom 5. Mai 1922 (NfL 22/18. 1) Herstellung und Verkehr nur solcher Luftfahrzeuge gestattet, die den in der Anlage zur genannten Verordnung erhaltenen Bestimmungen für den Luftfahrzeugbau entsprechen, das zu liefernde Luftschiff aber über den Rahmen jener Bestimmungen hinausgeht, so ist es erforderlich, die nachstehende Verordnung zu erlassen.

Auf Grund des § 2 des Gesetzes über die Beschränkung des Luftfahrzeugbaues vom 29. Juni 1921 (Reichsgesetzblatt S. 789) wird bestimmt:

Die Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H. in Friedrichshafen am Bodensee wird ermächtigt, ein starres Luftschiff von ungefähr 70000 Raummetern Gasrauminhalt zu bauen und zu Probeflügen in Deutschland verkehren zu lassen.

Berlin, den 25. Juli 1922.

Die Reichsregierung.
gez. Groener.
22/31. 1.

Deutschland.

Die neuen Flugpostmarken im Werte von 25, 40, 50, 60 und 80 Pf. sowie zu M. 1, 2, 3 und 5 sind jetzt erschienen und bei den mit dem Vertrieb beauftragten Verkaufsstellen erhältlich. Bei den Marken der Pfennigwerte, abgesehen von denen zu 50 Pf., handelt es sich um eine einmalige Ausgabe, da weitere Lieferungen nicht mehr erfolgen werden. **22/33. 3.**

Deutsche Briefsendungen für den Luftverkehr Kairo—Bagdad. Mit dem alle 14 Tage stattfindenden englischen Luftdienst Kairo—Bagdad können aus Deutschland gewöhnliche und eingeschriebene Briefsendungen aller Art nach Bagdad, Bassora, dem übrigen Mesopotamien und Persien versandt werden. Abgang der deutschen Anschlußposten von München jeden 2. Donnerstag 9,20 erstmalig am 13. Juli, Abflug von Kairo am 22. Juli. Weitere Posten verkehren ab München am 27. Juli, 10. August, 24. August, 7. September, 21. September usw., die anschließenden Flugzeuge ab Kairo am 5. August, 19. August, 2., 16. und 30. September usw. alle 14 Tage, Flugdauer Kairo—Bagdad 1 bis 2 Tage. Gesamtbeförderungsdauer für deutsche Post nach Bagdad 10 bis 11 Tage. Zeitgewinn gegenüber Dampferbeförderung über Bombay bei günstigster Auflieferungszeit 18 Tage. Als Flugzuschlag neben den gewöhnlichen Auslandsgebühren wird erhoben für Postkarten ½ Goldfrank, für andere Briefsendungen für je 20 g 1 Goldfrank. Die Flugpostsendungen müssen in der linken oberen Ecke der Aufschriftseite den deutlichen Vermerk tragen: »Par Avion Cairo—Bagdad«.

Die Auflieferung erfolgt am besten am Schalter. Weitere Auskunft erteilen die Postanstalten. **22/29. 2.**

Der Luftverkehr zwischen Deutschland und Rußland für Privatpersonen freigegeben. Seit dem 1. Mai ds. Js. betreibt die Deutsch-Russische Luftverkehrs-Gesellschaft (Deruluft) einen regelmäßigen Flugverkehr zwischen Königsberg und Moskau, und zwar zweimal wöchentlich in beiden Richtungen im Anschluß an den Berliner Nachtschnellzug. Der Reisende, der abends 6,32 Berlin mit dem fahrplanmäßigen Zuge verläßt, besteigt am anderen Morgen um 8,30 in Königsberg das Flugzeug und ist nach je einer Zwischenlandung in Kowno und Smolensk am gleichen Tage abends 6,15 bereits in Moskau. Der Zeitgewinn gegenüber der Eisenbahn ist ein ganz bedeutender, beträgt er doch über 4 Tage.

In der Zeit von Eröffnung des Flugverkehrs am 1. Mai ds. Js. bis jetzt hat die Deruluft folgende Betriebsergebnisse zu verzeichnen:

Ausgeführte Flüge	114
Zurückgelegte Kilometer	82170
Beförderte Reisende	358
» Post	649 kg
» Lasten	9551 » .

Bisher war der Verkehr nur für amtliche Personen und amtliche Post freigegeben.

Mit dem 27. August begann der öffentliche Verkehr, und zwar für Privatpersonen vorläufig nur Sonntags in beiden Richtungen. Außer Luftpostbriefen können auch Pakete und Frachtgüter mit den Flugzeugen befördert werden.

Der Unterschied in der Beförderungszeit zwischen Eisenbahn und Flugzeug geht aus nachfolgender Aufstellung hervor:

	Eisenbahn	Deruluft-Flugzeug
1 Reisender	4 Tage	8½ h
1 Paket	14 »	2 Tage
1 Brief	9 »	1 Tag.

Diese Angaben beziehen sich auf die Strecke Königsberg—Moskau.

Die auf der Linie Königsberg—Moskau eingesetzten Flugzeuge sind die bekannten mit Luxuskabine versehenen Fokker-Verkehrsflugzeuge mit 360 PS-Rolls-Royce-Motoren.

Auskünfte über den Personenverkehr erteilt nur die Hamburg-Amerika-Linie, über den Güterverkehr die Firma Schenker & Co. sowie deren sämtliche Agenturen. **ND.**

Fluggebühr für Post nach Rußland. Infolge bedeutender Erhöhung der Betriebskosten bei der Deutsch-Russischen Luftverkehrsgesellschaft werden die Zuschläge für Flugpostsendungen nach Rußland, die neben den gewöhnlichen Auslandsgebühren erhoben werden, vom 10. September an auf M. 25 für Postkarten und für jede 20 g eines Briefes festgesetzt. Es kosten also dann eine Flugpostkarte nach Rußland M. 3,50 gewöhnliche Gebühr und M. 25 Zuschlag, zusammen M. 28,50, ein Brief bis 20 g M. 6 und M. 25, zusammen M. 31, ein Brief über 20 bis 40 g M. 9 und M. 50, zusammen M. 59, ein Brief über 40 bis 60 g M. 12 und M. 75, zusammen M. 87 usf. **ND.**

Flugpostverkehr mit Estland. Vom 29. August an wird die Flugpostlinie Danzig—Königsberg (Pr.)—Memel—Riga bis Reval verlängert. Flugplan: Montag, Mittwoch, Freitag ab Danzig 9,30 vormittags, ab Königsberg (Pr.) 11,0 (hier Anschluß für Post aus Berlin ab tagsvorher 10,34 nachts mit Zug D 3), ab Memel 12,30, ab Riga 3,15, an Reval 5,15, zurück Dienstag, Donnerstag, Sonnabend ab Reval 10,30 vormittags, ab Riga 1,0, ab Memel 3,30, ab Königsberg (Pr.) 5,0 (Anschluß für Post nach Berlin mit Zug D 4, an Berlin nächsten Tag 6,55 vormittags), an Danzig 6,15 nachts. Nach Estland können gewöhnliche und eingeschriebene Briefsendungen aller Art und Zeitungssendungen mit bestimmter Anschrift von Verlegern, enthaltend einzelne Zeitungsnummern in Mengen von mindestens je 10 Stück, mit Flugpost versandt werden. An Gebühren werden erhoben für Briefsendungen:

1. die gewöhnliche Auslandsgebühr,
2. ein Flugzuschlag, der für Postkarten und für Briefe für je 20 g 40 Pf. und für andere Briefsendungen für je 50 g M. 1 beträgt.

Für die Zeitungssendungen mit Flugpost ist außer der gewöhnlichen Zeitungsgebühr ein Flugzuschlag von M. 6 für 1 kg zu entrichten. Bei günstigster Auflieferung erzielt man durch Benutzung der Flugpost nach Reval gegenüber der gewöhnlichen Beförderung einen Zeitgewinn von 42 h. **ND.**



Flugposten Danzig—Königsberg (Pr.)—Memel—Riga und Berlin—Hamburg—Westerland. Vom 14. August an werden die Flüge auf der Linie Danzig—Memel—Riga in der Richtung Danzig—Riga Montag, Mittwoch, Freitag und in der Richtung Riga—Danzig Dienstag, Donnerstag, Sonnabend ausgeführt. Die Flugzeuge verkehren dann ab Danzig 9,30 vormittags, ab Königsberg 11,0, ab Memel 12,30, an Riga 2,45, zurück nächsten Tag ab Riga 1,0 nachmittags, ab Memel 3,30, ab Königsberg 5,0, an Danzig 6,15 nachts. Für Berliner Flugpost unmittelbarer Anschluß in Königsberg (Pr.) mit D-Zügen, ab Berlin (Schles. Bahnhof) Tage vor Flugtagen 10,34 nachts, an Berlin (Schles. Bahnhof) Tage nach Flugtagen 6,55 vormittags. Von demselben Tage ab werden die Flüge von Riga nach Kowno auf Montag, Mittwoch, Freitag verlegt, so daß für die Verbindung mit Riga wie bisher ein täglicher Flugdienst bestehen bleibt. Auf der Strecke Berlin—Hamburg—Westerland wird vom 14. August an geflogen: ab Berlin, wie bisher, 1,30 nachmittags, ab Hamburg 4,0, an Westerland 5,45, zurück ab Westerland 2,0 nachmittags, ab Hamburg 4,15, an Berlin 6,15 nachts (bisher erst 7,15 nachts). Durch das frühere Eintreffen wird die Abtragung der Eil-Flugpostsendungen in Berlin am selben Abend in der Regel durchwegs ermöglicht. ND.

Versuche mit Tetralin (Tetra-Hydro-Naphthalin) in bezug auf seine Eignung für Flugmotoren wurden von der deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Adlershof angestellt. Aus den bisherigen Vorversuchen scheint hervorzugehen, daß Tetralinbenzol in der Zusammensetzung von 57 vH Benzol, 9 vH Tetralin und 34 vH Spiritus sowohl was Leistung als auch Wirtschaftlichkeit anbetrifft, für den Betrieb von Flugmotoren wohl zweckmäßig sein kann. Ein abschließendes Urteil wird sich erst dann fällen lassen, wenn eine größere Menge des in Frage kommenden Betriebsstoffes in einem mehrstündigen Lauf eines Flugmotors auf dem Prüfstande und im Flugzeuge selbst erprobt und genügende Betriebserfahrungen dabei gesammelt worden sind. **22/34. 2.**

Das Luftbild im Dienste des Bau- und Siedlungswesens wird auf der Mitteldeutschen Ausstellung in Magdeburg (Miama) gezeigt. Die Ausstellung bezweckt, weiten Kreisen die neuesten technischen Hilfsmittel der Flugzeugphotographie und der Kartenreliefs zu zeigen. Die Bilder des Reichsamts für Landesaufnahme lassen erkennen, in wie vorzüglicher Weise das Luftbild alle Wechselerscheinungen auf der Erdoberfläche im Bilde festzuhalten, unzugängliche Gebiete oder Veränderungen im Bette von Gebirgsflüssen und an Strommündungen aufzunehmen vermag.

Durch die Arbeiten der Optikon G. m. b. H. ist die Luftbildvermessung, d. h. die Neuherstellung von Karten aus Luftaufnahmen — auf stereophotogrammetrischem Wege mit Hilfe des Autokartographen (G. Heide G. m. b. H., Dresden) — gefördert worden.

Das Bildmaterial des Reichsarchivs und der Deutschen Luft-Reederei gibt einen Überblick über die weitere Verwertung des Luftbildes als Veranschaulichungsmittel für Bau- und Wirtschaftsaufgeben aller Art.

Das Luftbild gibt eine anschauliche Vorstellung von der Landschaft und damit eine vorzügliche Unterlage für die Entwurfsbearbeitung, es ermöglicht, die Gegebenheiten der Örtlichkeit für eine praktisch-zweckmäßige und ästhetisch einwandfreie Planung auszunutzen. Bilder von Anlagen des Tiefbaues zeigen die Anwendung für diese Gebiete und der Binnenschiffahrt. Sie geben ebenso wie die Bilder von Dorf- und Stadtsiedlungen anschauliches Unterrichtsmaterial für die Hoch- und Fachschulen und für die Heimats- und Siedlungskunde im Unterricht an Volks- und höheren Schulen. Weitere Aufnahmen weisen auf die Verwertung der Flugzeugphotographie für Werbezwecke hin.

Ein Literaturverzeichnis und eine Reihe von Berichten mit Bildern vollenden die Ausstellung, deren Zusammenstellung von Regierungsbaumeister Dr.-Ing. Ewald, Studienrat an der Staatlichen Baugewerksschule Neukölln, besorgt worden ist. **22/31. 4.**

Flugpost Bremen—Berlin. Die Flüge in der Richtung von Bremen nach Berlin werden vom 21. August an wegen zu geringer Inanspruchnahme zur Postbeförderung nicht mehr benutzt. Die Flugpostbeförderung von Berlin nach Bremen bleibt bestehen. ND.

Aufhebung der Bäder-Flugposten Bremen—Wangerooge und Hamburg—Westerland. Der Flugpostdienst auf den Linien Bremen—Wangerooge und Hamburg—Westerland wird mit Ablauf des 15. September eingestellt. Auf der Linie Hamburg—Westerland verkehrt am 15. September nur noch eine Flugpost von Westerland nach Hamburg. ND.

Argentinien.

Die Zahl der argentinischen Flugzeuge beträgt 173, von welchen 53 dem Heere gehören. Nach Herkunftsländern verteilt sich die Gesamtzahl wie folgt:

Deutschland	11
Frankreich	88
Amerika	30
England	24
Italien	4
andere Länder	16

Die Compania Rio Platense de Aviacion beförderte bis 1. März ds. Js. 281 Fluggäste in 84 Flügen zwischen Buenos Aires und Montevideo. Der Flugpreis beträgt 140 Pesos einschließlich Kraftwagenbeförderung zum und vom Flugplatz. Flugzeit 1 h und 45 min, gegen 9 h Dampferfahrt zum Preise von 45 Pesos. (Air Service News Letter, Washington, Nr. 15/1922.) **22/34. 18.**

England.

Die Flugunfälle auf der Strecke England—Kontinent, besonders die Kollisionsgefahr, werden im »Aeroplane« kritisch besprochen. Der Zivilluftfahrt-Abteilung wird der Vorwurf gemacht, daß es nicht für den Ausbau des FT-Richtungsweisersystems sorge. Für zwei in entgegengesetzter Richtung auf einander zufliegende Luftfahrzeuge ist es wichtig, zu wissen, in welcher Höhe das begegnende Luftfahrzeug fliegt. In solchen Fällen wird telephonisch bei der Bodenstation angefragt, welche die Höhe des betreffenden anderen Flugzeugs drahtlos erfragen und mitteilen soll. Bis jetzt hat diese Einrichtung in der Praxis, wie an Beispielen gezeigt wird, nicht funktioniert.

Wiederholt sind Zusammenstöße nur mit genauer Not vermieden worden, weil das Gesichtsfeld des Fliegers bei den meisten Bauarten sehr beschränkt ist; er muß sich häufig allein auf das Gehör verlassen (? D. Ber.).

Ein weiterer beachtenswerter Punkt ist die Möglichkeit von Motorstörungen während des Fluges über den englischen Kanal. Bisher sind hier Unfälle selten vorgekommen. Die Notlandungen erfolgten meist auf englischem oder französischem Landgebiet, was darauf zurückzuführen ist, daß schon während des ersten Teils des Fluges, d. h. zwischen Abflughafen und Küste, sich gewöhnlich die Motorfehler feststellen ließen. Zum Schutz der Insassen werden zwar Schwimmwesten mitgenommen, diese sind aber nur dann von Nutzen, wenn sie auch an der richtigen Stelle aufbewahrt und verständig angewendet werden. Es fehlt an Verhaltungsmaßregeln für die Fluggäste, wie sie sich bei Notlandungen auf dem Wasser verhalten sollen und wie sie sich von dem Wrack freimachen können. Am zweckmäßigsten dürfte ein durch Preßluft aufpumpbares Rettungsfloß sein, ein weiterer Weg ist, das Abteil des Flugzeugs so zu gestalten, daß es ein unversenkbares Boot darstellt. (»Aeroplane«, London, 3. Mai 22.) **22/29. 10.**

Die Stellung der Seeflugzeuge im Luftwesen muß nach militärischen und Handelszwecken unterschieden werden. Im Seekrieg verwendete Flugzeuge müssen auch auf See landen können; es kommen daher nur Seeflugzeuge für folgende Zwecke in Betracht: Aufsuchen und Bewerfen von Unterseebooten, Flottenaufklärung, Fernaufklärung, Blokadetätigkeit und Torpedoangriffe. Nur als Großkampfflugzeuge kommen auf See vielleicht auch Landflugzeuge in Frage. Kleinere Bauarten können als Wasserlandflugzeuge gebaut und zu Deckslandungen verwendet werden. Die erforderliche Gipfelhöhe läßt sich bei Seekampfflugzeugen durch überbemessene Motoren steigern.

Im Handel liegen für Seeflugzeuge andere Verhältnisse vor. Höchstlast und Höchstleistung sind erforderlich; die Gipfelhöhe ist Nebensache. Am besten geeignet ist das Großflugboot, das auch auf der Wasseroberfläche eine viel größere Geschwindigkeit hat als ein Schiff. An Bord von Handelsschiffen können Seeflugzeuge von Nutzen sein, um bereits vor dem Einlaufen des Schiffes eine Verbindung mit dem Lande herzustellen. Im Verkehr mit Kanada wird beispielsweise zwei Tage vorher Land gesichtet, ehe der Dampfer den Hafen erreicht. Hier könnten Seeflugzeuge unter Ersparung der halben Zeit bereits die Postübermittlung nach Quebec, Montreal, Toronto und Ottawa übernehmen. (»Aeroplane«, London, 7. 6. 22.) **22/34. 5.**

Frankreich.

Neue Verwendungsarten für Flugzeuge werden in Frankreich eingeführt. Da die Flugzeugreklame durch Abwerfen von Reklamezetteln nicht die Billigung der Polizei gefunden hat, läßt man neuerdings in den Abendstunden über den belebten Straßen von Paris Flugzeuge mit Lichtreklame verkehren. Der Scheinwerfer des Eiffelturms lenkt die Blicke der Zuschauer auf das Flugzeug hin.

Auch in den praktischen Verkehrsdienst hat man (ähnlich wie dies bereits in England geschehen ist. D. Ber.) neuerdings in Frankreich das Luftfahrzeug gestellt. In Flugzeugen mit F.-T.-Einrichtung nehmen bei Aufläufen oder bei starken Verkehrsanlässen Polizeibeamte Platz, die auf Grund ihrer Beobachtungen den Polizeistationen auf dem Boden Weisungen über die Lenkung des Verkehrs übermitteln. (»La Nature«, Paris, 18. 3. 22.) **22/29. 12.**

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugerfahrung. Geräte zur Flugaufzeichnung und Fliegerausbildung (Showing an aviator how he flies). — Aerial Age Weekly, Bd. 15, Nr. 11, 22. Mai 1922, S. 249 (2½ Sp., o. Abb.).

Der amerikanische Landesbeirat für Luftfahrt (National Advisory Committee for Aeronautics) hat drei besondere aufzeichnende Geräte entwickelt, die den Flug an sich verfolgen lassen und über die Tätigkeit des Flugzeugführers guten Aufschluß geben:

1. Gerät zur Aufzeichnung der Fluggeschwindigkeit,
2. Beschleunigungsschreiber für Beschleunigungen in Richtung der Hochachse (bahnsenkrecht),
3. Ruderlagenschreiber für alle drei Ruder.

Die drei Geräte werden so miteinander gekuppelt, daß sie gleichzeitig arbeiten. Durch Auswerten der Meßergebnisse kann die persönliche Gleichung des betreffenden Flugzeugführers ermittelt und bei der Beurteilung von Versuchsflügen berücksichtigt werden. Meßeinrichtung bereits bei Versuchsflügen bewährt. W. **22/31. 15.**

Flugerfahrung. Trudelsicherheit des Huff-Daland- »Petrel«-Doppeldeckers. — Aviation, Bd. 12, Nr. 26, 26. Juni 1922, S. 756 (1½ Sp., o. Abb.).

Nach übereinstimmenden Berichten der Versuchsflieger der U. S. Heeres-Versuchsanstalt für Luftfahrt kann der Huff-Daland-»Petrel«-Doppeldecker anscheinend überhaupt nicht zum Trudeln gebracht werden. Beim absichtlichen Überziehen und bei »kreuzgelegten« Rudern rutscht das Flugzeug über einen Flügel ab, um dann von selbst zum Sturzflug überzugehen. Diese Eigenschaft scheint auf die Druckpunktwanderung am Göttinger Flügelschnitt Nr. 387 zurückzuführen sein. Der Doppeldecker spricht andererseits auf die Ruder sehr empfindlich an, kurvt leicht und schnell und läßt sich normal und seitlich über den Flügel zum Überschlag bringen. W. **22/31. 16.**

Flugzeugbau. Bau der Tragflügel (La construction des surfaces portantes). — G. Lepère, La Technique Aéronautique, Bd. 13, Nr. 6 und 7, 15. April und 15. Mai 1922, S. 183/184 und 209/214 (8 S., 2 Zahltaf., 3 Schaub. und Skizz.).

Das Göttinger Flügelprofil Nr. 430 scheint allen anderen Flügelschnitten in jeder Weise überlegen zu sein. Die aus Prandtlscher Tragflügeltheorie folgenden Betzschen Umrechnungsformeln müßten noch durch Meßflüge bestätigt werden. Einen interessanten Anhalt für den Ausgleich zwischen aerodynamischer Durchbildung und Baugewicht bei verschiedener Tragzellenausführung bieten zwei Curtiss-Heeresflugzeuge, der 18-B-Doppeldecker und der 18-T-Dreidecker (vgl. die Zahltaf.), die gleiches Flügelprofil, gleichen Rumpf und gleiches Triebwerk aufweisen und sich nur durch die Tragzelle unterscheiden. Bei dem Curtiss-18-B-Doppeldecker war der Oberflügel dicht über dem Rumpf angeordnet, um ein besseres Schußfeld für den Beobachter als beim Dreidecker zu erreichen.

Steigleistungen des 18-B-Doppeldeckers:

Höhe km	Steiggeschwindigkeit m/s	Steigzeit min
0	12	—
1,53	8,5	2,5
3,05	5,2	6,25
4,58	2,9	13
6,1	1,05	27

Gipfelhöhe 6,7 km.

Kräfteermittlung in der Flügelzelle nach bekannten Verfahren (unter besonderer Berücksichtigung der deutschen Arbeiten. D. Ber.). Ermittlung des Flügelgewichtes, Annahme von Lastvielfachen. Bestimmung der Knotenlasten. Zeichnerische Ermittlung der Stabkräfte und Biegungsmomente.

Bei Flügeln mit tragender Außenhaut (»Monobloc«-Bauart) muß das Trägheitsmoment des Flügelquerschnittes bestimmt werden. Bei gleicher Querschnittsfläche muß man dabei das Widerstandsmoment möglichst hoch zu machen suchen. Die Ausführung ist jedoch konstruktiv schwierig; es kommen dafür nur Duralumin und Sperrholz in Frage.

Baustoffragen. Volle Holzquerschnitte aus Sicherheitsgründen möglichst nicht verwenden. Bei Metallen ist Zug- und Knickfestigkeit am wichtigsten. Im Flugzeugbau sollte die Elastizitätsgrenze maßgebend sein. Dem Metallflügel ohne Stoffbespannung gehört die Zukunft. W. **22/33. 18.**

Curtiss 18-B-Doppeldecker und 18-T-Dreidecker (zu 22/33. 18).

			Doppeldecker Curtiss 18 B	Dreidecker Curtiss 18 T
Motor			Curtiss K 12	Curtiss K 12
Leistung		PS	400	400
Anzahl der Sitze			2	2
ganze Länge		m	7,11	7,08
ganze Höhe		m	2,71	2,99
Flügeltiefe	Oberflügel	m	1,37	} 1,06
»	Mittelflügel	m	—	
»	Unterflügel	m	1,22	
Spannweite	Oberflügel	m	11,43	} 9,73
»	Mittelflügel	m	—	
»	Unterflügel	m	11,43	
Seitenverhältnis			1 : 8	1 : 9
Flügelfläche		m^2	28,5	26,2
Querruder		m^2	—	2,0
Höhenflosse		m^2	—	1,31
Höhenruder		m^2	—	1,19
Kielflosse		m^2	—	0,47
Seitenruder		m^2	—	0,8
Flügelabstand		m	1,52	1,06
Staffelung		m	0,42	—
Pfeilstellung			—	5°
V-Form			0°	0°
Einstellwinkel			—	2° 30′
Leergewicht		kg	900	830
Betriebsstoffe		kg	174	202
Nutzlast (insgesamt)		kg	460	495
Fluggewicht		t	1,36	1,325
Nutzlastanteil am Fluggewicht		vH	33,8	37,2
Leistungsbelastung (400 PS)		kg/PS	3,4	3,31
Flächenbelastung		kg/m^2	47,3	45,8
Geschwindigkeit in Bodennähe		km/h	258	262
» » 1,53 km Höhe		km/h	254	—
» » 3,05 » »		km/h	253	—
» » 4,58 » »		km/h	249	—
» » 6,10 » »		km/h	244	—
Kleinstgeschwindigkeit		km/h	94,9	93,3

Flugzeugbau. Der Entwurf eines Verkehrsflugzeuges (The Design of a Commercial Aeroplane). — G. De Havilland, Vortrag vor der Kgl. Gesellschaft für Luftfahrt, 30. März 1922, The Aeronautical Journal, Bd. 26, Nr. 139, Juli 1922, S. 204/218 (17 S., o. Abb.).

Mehrmotoren-Großflugzeuge für den Luftverkehr unwirtschaftlich. Die Unkosten sind dabei zu hoch. Wenn Zweimotorenflugzeuge nicht mit sehr kleiner Leistungsbelastung, d. h. unwirtschaftlich, ausgeführt werden, können sie nicht mehr mit einem laufenden Motor weiterfliegen. Die Notlandungswahrscheinlichkeit ist dann gegenüber dem Einmotorenflugzeug stark gesteigert, da ja zwei Motoren vorhanden sind. Es ist sehr fraglich, ob man heute wirtschaftliche Zweimotorenflugzeuge bauen kann, die mit einem Motor noch flugfähig sind. Ein hochbelastetes Flugzeug (d. h. ein Flugzeug mit hoher Flächenbelastung) ist schnell und in Anschaffung und Betrieb billig. Nachteilig sind nur die hohen Start- und Landegeschwindigkeiten. Der Auslauf kann aber durch einen großen Anstellwinkel der Flügel beim Rollen am Boden (»Rollwinkel«) verkürzt werden. Ungefährlichkeit einer verhältnismäßig hohen Landegeschwindigkeit durch die Erfahrung bestätigt (Flugzeug mit Rollwinkel von 17°, einer Flächenbelastung von 55,3 kg/m^2, R. A. F.-15 Flügelschnitt). Radbremsen zur Auslaufverkürzung sind wertlos.

Windkanalversuche an einem vollständigen Modell des D. H. 29-Verkehrseindeckers ergaben einen Auftriebsbeiwert von $C_a = 172$, während Vorausberechnungen am Flügel allein nur $C_a = 140$ ergaben. Das Flügelgewicht entspricht dem eines normalen Doppeldeckers mit R. A. F. 15-Flügelschnitt; es beträgt 476 kg (d. h. bei 41 m^2 Tragfläche Flächeneinheitsgewicht von 11,8 kg/m^2). Die Windkanalmessungen scheinen durch die Probeflüge bestätigt zu werden.

Flächenbelastung bei Vollast	83 kg/m^2
Flächenbelastung bei den meisten Probeflügen	73 kg/m^2
Landegeschwindigkeit bei 73 kg/m^2	87 km/h
Höchstgeschwindigkeit in 3,1 km Höhe bei 73 kg/m^2	186 km/h

Bei dem Eindecker bot der Schraubenantrieb Schwierigkeiten. Es mussen geringere Schraubendrehzahlen erreicht werden. Kleine Änderungen in der Anordnung von Widerstand bietenden Teilen im Schraubenstahl hatten großen Einfluß auf die Flugleistungen. Auch die Steuerung zeigte Absonderlichkeiten. Quersteuerung sehr gut, Seiten- und Höhensteuer zu »weich«; beim Rollen fehlt jede Seitensteuerung. Stabilität ausgeprägter als bei normalen Flugzeugen. Größerer Anstellwinkelbereich für den Flug und kleinerer Abstrom als bei niedrigen Geschwindigkeiten, daher bessere Längsstabilität. Der Eindecker mit freitragendem Flügel hat sich als sehr erfolgversprechend erwiesen.

Im normalen Klima bietet die Metallkonstruktion gegenwärtig kaum irgendwelche Vorzüge. Die Sperrholzbauart ist am besten; Holzflügel mit Sperrholzbekleidung und Sperrholzrümpfe in jeder Weise bewährt. Beanspruchte Bauglieder nach Möglichkeit verdoppeln. Die Steuerung wird künftig überall mit Kugellagern ausgeführt werden. Vor allen Dingen muß eine schwergängige Steuerung vermieden werden, sonst hat der Flieger das Gefühl der Steuerträgheit. Das Alter des Flugzeugs scheint kaum Einfluß auf die Flugleistungen zu haben. Außen am Rumpf geführte Steuerkabel lassen sich ausgezeichnet überwachen und bieten nur einen sehr geringen Widerstand (weshalb man wohl auch die Flügel moderner Flugzeuge meist verspannungslos baut! D. Ber.). Die Querruder-Differentialsteuerung hat sich bei Ein- und Doppeldecker ausgezeichnet bewährt. Die Quersteuerung muß dabei eine hohe Übersetzung besitzen, so daß ein geringer Knüppelausschlag einen großen Querruderausschlag ergibt. Das abnehmbare Triebwerk wird sich erst künftig als notwendig erweisen, wenn die Flugzeuge mehr in Anspruch genommen werden; vorläufig bietet es aber im Bau große Erleichterung und gestattet die Erprobung verschiedener Motorenarten in einem und demselben Flugzeug. Wasserkühlung ist immer schwierig und sollte am besten vermieden werden. Das Ingangsetzen von Motoren bietet viel Schwierigkeiten. Elektrische Anlasser wiegen viel und haben keinen Wert. Am besten scheinen noch Durchdrehvorrichtungen.

Verkehrsflugzeuge sollten so stabil sein, daß sie bei losgelassenem Ruder geradeaus weiterfliegen. Beste Brennstofflagerung in Falltanks, aber meist wegen zu geringer Fallhöhe beim Start nicht möglich. Die Unterbringung der Benzintanks in bzw. an den Flügeln ist vorteilhaft. Sitze müssen so angeordnet werden, daß nach Möglichkeit jeder Fluggast einen Fensterplatz erhält. Abteile sollten wenigstens 1,90 m hoch sein. Im Betriebe hat die Erfahrung an einmotorigen Verkehrsflugzeugen gezeigt, daß die Flugzeuge eine viel größere Lebensdauer besitzen, als allgemein angenommen wird, und daß die Unterhaltungskosten außerordentlich gering sind. Ein modernes Verkehrsflugzeug kann wenigstens drei Jahre dauernd in Gebrauch sein, d. h. wenigstens 800000 km zurücklegen. Gegenwärtig werden die Motoren nach Flugstrecken von 24000 bis 32000 km überholt. Bei der Unterhaltung verursachen die Hauptkosten das Erneuern von durchgescheuerten Steuerkabeln, der Ersatz der Gummifederung, von abgenutzten Teilen der Brennstoffpumpen, von Schwanzspornen und von Laufradreifen. Unter Berücksichtigung dieser Erfahrungen sind bei den letzten Flugzeugbauarten die Unterhaltungskosten noch mehr vermindert worden; außerdem beabsichtigt man Vollgummireifen für die Räder zu verwenden.

Aussprache: F. M. Green hält Metallflugzeuge für sehr aussichtsreich. Die Metallkonstruktion kann leichter und künftig wahrscheinlich noch billiger gemacht werden als die Holzbauweise, bei der immer mit einem erheblichen Materialabfall zu rechnen ist. Dreimotoren-Flugzeuge sind vielleicht brauchbarer als Zweimotoren-Flugzeuge, wenn man auf Flugsicherheit und Wirtschaftlichkeit Wert legt. Triebwerkseinheiten aus mehreren Motoren für die Zukunft von Bedeutung. W. O. Manning: Auf geringe Landegeschwindigkeit ist größter Wert zu legen. Bei Metallkonstruktion ist es fast unmöglich, alle Bauteile rostfrei zu halten. Holzholme künftig noch leichter und billiger ausführbar. Flügelstiele aus Stahlrohr billiger als solche aus Holz. R. M. Hill: Wenn bei einem Zweimotoren-Flugzeug ein Motor ausfällt, so kann man in jedem Fall noch ganz flach gleiten; ein Einmotoren-Flugzeug muß man dann sofort notlanden. Um große Rollwinkel zu erhalten, muß man hohe Fahrgestelle verwenden und das bietet für Ausblick und Start große Nachteile. Niedrige Fahrgestelle und dicht über dem Boden liegende Flügel sind am angenehmsten. Es sollte nicht notwendig sein, daß ein Flugzeugführer vor einem Probeflug stundenlang die Brennstoffschaltung studieren und sich darauf einüben muß, um im Fluge nicht den falschen Hahn oder die falsche Hahnstellung zu erwischen. F. Handley Page: Niedrige Landegeschwindigkeiten erhöhen die Sicherheit. Holzbauart verdient gegenwärtig den Vorzug. Die höhere Betriebssicherheit von Mehrmotoren-Flugzeugen ist weniger im Motor als in seinem Einbau begründet. Dem Falltank gebührt der Vorrang. R. H. Mayo: Hohe Landegeschwindigkeit für Verkehrsflugzeuge nachteilig. Durch zu hohe Landegeschwindigkeit wird der Luftverkehr unregelmäßig, da die meisten Führer dann nur bei gutem Wetter fliegen, um keine Notlandungen wagen zu müssen. Das hat sich auch im Luftverkehr London—Paris deutlich gezeigt. Der Farman-»Goliath«-Doppeldecker, der von allen bekannten Verkehrsflugzeugen die geringste Landegeschwindigkeit hat, hat trotz seiner zahlreichen Störungen am Motor den Luftverkehr mit bemerkenswerter Regelmäßigkeit durchgeführt und staunenswerte Notlandungen bei Nacht in sehr schlechtem Gelände und ohne Landelichter durchgeführt. Infolge seiner geringen Belastung ist der Farman-»Goliath« auch mit einem Motor noch flugfähig. W. A. Bristow: Der Führer sollte in Rumpfmitte, nicht seitlich sitzen. Kompaß so aufhängen, daß er stets leicht ablesbar ist. Niedrige Landegeschwindigkeiten dienen der Flugsicherheit. In Frankreich steht auf einer Flugstrecke eine Flugzeugbauart mit hoher Flächenbelastung in Verwendung, die in etwas über einem halben Jahr 15 vH Notlandungen mit sehr viel Brüchen und einigen Todesstürzen zu verzeichnen gab; während der gleichen Zeitspanne hatte der Farman-»Goliath« 14 vH Notlandungen und keine einzige Verletzung von Reisenden. De Havilland: Metallflugzeuge sind schwieriger auszubessern als Holzflugzeuge. Es ist unwahrscheinlich, daß, wie behauptet wird, der Farman-»Goliath« mit einem laufenden Motor und Vollast noch flugfähig ist. W. **22/24. 19.**

Flugzeugfestigkeit. Bruchprüfung von Flugzeugen (Testing Aircraft to Destruction). — Wm. D. Douglas, Vortrag vor der Kgl. Gesellschaft für Luftfahrt, The Aeronautical Journal, Bd. 26, Nr. 138, Juni 1922, S. 195/230 (35 S., 36 Abb.).

Beschreibung der englischen Verfahren zur Festigkeitsprüfung von Flugzeugen. Seit 1916 dienen zur Bruchbelastung mit Schrot gefüllte Säcke. Bei der Bruchprüfung werden nur unbespannte Flugzeugteile verwendet, um den Einfluß der Stoffbespannung auszuschalten. Lastfälle: Abfangen, Wagerechtflug bei Höchstgeschwindigkeit und Sturzflug; letzterer nur gelegentlich durchgeprüft. Gleichzeitige Belastung vom Flügel, Rumpf und Leitwerk. Bei der Belastung werden Formänderungen, Lastverteilung in den einzelnen Baugliedern und Durchbiegungen der Holme und Stiele gemessen. Feststellen der Lastverteilung durch Spannungsmesser in Drähten und Seilen. Rückenfluglastfall gelegentlich untersucht Prüfen der Verdrehfestigkeit des Rumpfes. Fahrgestellprüfung mit einfachem Fallhammer, sowie durch ruhende Belastung. Achsenprüfung bei geeigneten Rädern. Festigkeit der Räder bei seitlichen Kräften. Festigkeitsprüfung der Rippen mit Hebelsystem zur Nachbildung der Lastverteilung.

Besprechung. Sutton Pippard: Die Meßergebnisse aus den Bruchprüfungen der Kriegszeit, insbesondere die Durchbiegungsmessungen sollten ausgewertet werden. Die Fahrgestellprüfung mit dem Fallhammer ist nicht einwandfrei. B. Thompson: Die englischen Lastvielfachen erscheinen zu hoch. Man sollte die im Fluge auftretende Lastverteilung mehr berücksichtigen. In den Vereinigten Staaten werden Bruchprüfungen an Flugzeugteilen unter Wasser im Schleppversuch ausgeführt. J. D. North: Bruchbelastungen ganzer Flugzeuge sollten mehr der Forschung als der Prüfung dienen. H. P. Folland: Zur Nachprüfung der Festigkeit bei im Betriebe befindlichen Flugzeugen sollte man, ebenso wie zur Materialprüfung von Röntgenstrahlen Gebrauch machen. Vorspannungen müßten mehr als bisher in Rechnung gezogen werden. R. A. Bruce: Bei Stromliniendrähten müßten Einflüsse von Schwingungen berücksichtigt werden. Zur Festigkeitsprüfung von Flugzeugen brauchte vielleicht gar nicht bruchbelastet, sondern nur mit zwei- bis dreifachem Fluggewicht belastet und die Durchbiegungen gemessen zu werden. Das Flugzeug bliebe dann noch gebrauchfähig, und man könnte trotzdem mit hinreichender Genauigkeit die Festigkeit beurteilen. Der Belastungszeit müßte mehr als bisher Beachtung geschenkt werden. W. **22/32. 13.**

Hubschrauber. Versuche mit dem Pescara 2-R-Hubschrauber. — R. Pateras Pescara, L'Aérophile, Bd. 30, Nr. 5/6, 1./15. März 1922, S. 77/79 (3 Sp., 4 Lichtb.).

Während eines Zeitraumes von 8 Monaten wurden mit dem Pescara-2-R-Hubschrauber, der von der französischen Technischen Luftfahrt-Abteilung (Section Technique Aéronautique) im Oktober 1921 abgenommen worden ist, insgesamt 160 Versuche in Barcelona und Paris ausgeführt. Dauer des längsten Aufstieges 50 s, größte Höhe 1,50 m. Insbesondere sind Stabilitätsversuche vorgenommen worden. Flugversuche häufig durch Schäden am Triebwerk (Getriebebrüche usw.) unterbrochen. Neue Zündverstellvorrichtung gestattet ein Abdrosseln des Umlaufmotors auf 250 Umdr./min. Einstellwinkel der Luftschraubenflügel zwischen — 8° und + 27° regelbar.

Fluggewicht bei den Versuchen	800 kg
aufgenommene Motorleistung rd. . . .	120 kg.

Ab April sollen mit einem neuen Hubschrauber mit 180 PS-Hispano-Suiza Versuche aufgenommen werden.

W. **22/31. 19.**

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Berlin W 35, Blumeshof 17 pt. Telephon: Lützow 6508.
Postscheckkonto: Berlin 228 44.

1. Der Ausschuß für technische Mechanik des Berliner Bezirksvereins deutscher Ingenieure veranstaltet am Montag, den 2. Oktober, nachm. pünktlich 5 Uhr 15 Min. im Hörsaal 158 (Hauptgebäude) der Technischen Hochschule Berlin einen Vortrag des Herrn Dr. Everling über:

»Grenzen der Flugleistung«

mit einigen Lichtbildern und anschließender Aussprache. Die Mitglieder der WGL und die Studierenden der T. H. sind eingeladen.

2. Um zahlreiche Rückfragen unserer Mitglieder zu vermeiden, teilen wir an dieser Stelle mit, daß das Heft 9 der »Berichte und Abhandlungen der WGL« **vor** Heft 8 unseren Mitgliedern zugesandt wurde. Somit erledigt sich jede direkte Antwort von selbst.

3. **Der nächste Sprechabend der WGL findet am 13. Oktober, abends 7½ Uhr im großen Saal des Flugverbandhauses, Berlin, Blumeshof 17, statt. Das Thema lautet: „Über die Erfahrungen des diesjährigen Rhön-Segelflug-Wettbewerbes" mit Lichtbildern und Filmvorführung.**

4. Die Buchhandlung K. F. Koehler in Leipzig hat uns eine Kommissionssendung des Werkes »Hoeppner, Deutschlands Krieg in der Luft« zur Verfügung gestellt. Unsere Mitglieder werden gebeten, sich beim Ankauf dieses Buches zuerst an die WGL zu wenden.

5. Da bis heute noch nicht sämtliche **Umlagen** hier eingegangen sind, müssen wir unsere Mitglieder nochmals darum bitten, die bereits mehrfach angemahnten Beträge **umgehend** unserm Postscheckkonto Berlin Nr. 22844 zu **überweisen.**

6. **Neuaufnahmen:**

Ordentliche Mitglieder:

cand. ing. Fritz Kuhnen, Frankenhausen a. Kyffh., Jungfernstieg 28.
cand. ing. Kurt Bauch, Frankenhausen a. Kyffh., Minna Hankelstr. 11.
cand. ing. Hermann Winter, Charlottenburg, Nehringstraße 5.
Obering. Eugen Heydenreich, Berlin W 15, Konstanzerstr. 60.
Dr. Karl Baron von Vietinghoff-Scheel, Berlin W 10, Tiergartenstr. 16.
stud. phys. Walter Birnbaum, Göttingen, Gartenstraße 44.
Johannes Redlin, Syndikus, Gerichtsassessor a. D., Charlottenburg, Berliner Str. 97.
Ing. Richard Bauer, Travemünde, Flugzeugwerft.

Außerordentliche Mitglieder:

Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B., Seemoos.
Deutscher Luftfahrt-Verband Ortsgruppe Hof E. V., Hof i. Bay.
Gandenberger'sche Maschinenfabrik Georg Goebel, Darmstadt, Mornewegstr. 77.

7. **Adressenänderungen:**

Dipl.-Ing. Fritz Müller, zurzeit Opladen, Rhld., Mittelstr. 34.
Direktor Siegroth, Kassel, Eulenburgstr. 4.
Dipl.-Ing. Stöhr, Eisenach, Hedwigstr. 7.
Dipl.-Ing. Scholler, Hannover, Oeltzenstr. 20, Pension von Cleef.
Walter Schwarz, Görlitz, Trotzendorffstr. 10.
Richard v. Bentivegni, Wilmersdorf-Berlin, Pariserstraße 55.
Gewerbereferendar Dr. Hatlapa, Essen, Wernerstr. 15.
Ing. Herrmann, Berlin-Großlichterfelde, Unter den Eichen 89, Pension Dahlem.
Frantz, Konstanz, Reichenaustr. 2a.
Reg.-Baumstr. Höpken, Charlottenburg, Berlinerstraße 159.
H. Hackmack, Dessau, Körnerstr. 9.
Dr. Helffrich, Heidelberg, Hirschgasse 1.
Obering. Bartels, Königswusterhausen, Storkowerstraße 17.
Prof. Thoma, München, Prinzenstr. 10.

8. **Verstorben:**

Prof. Wenger, Leipzig.

Der Geschäftsführer:
Krupp.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

ZFM ZFM

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

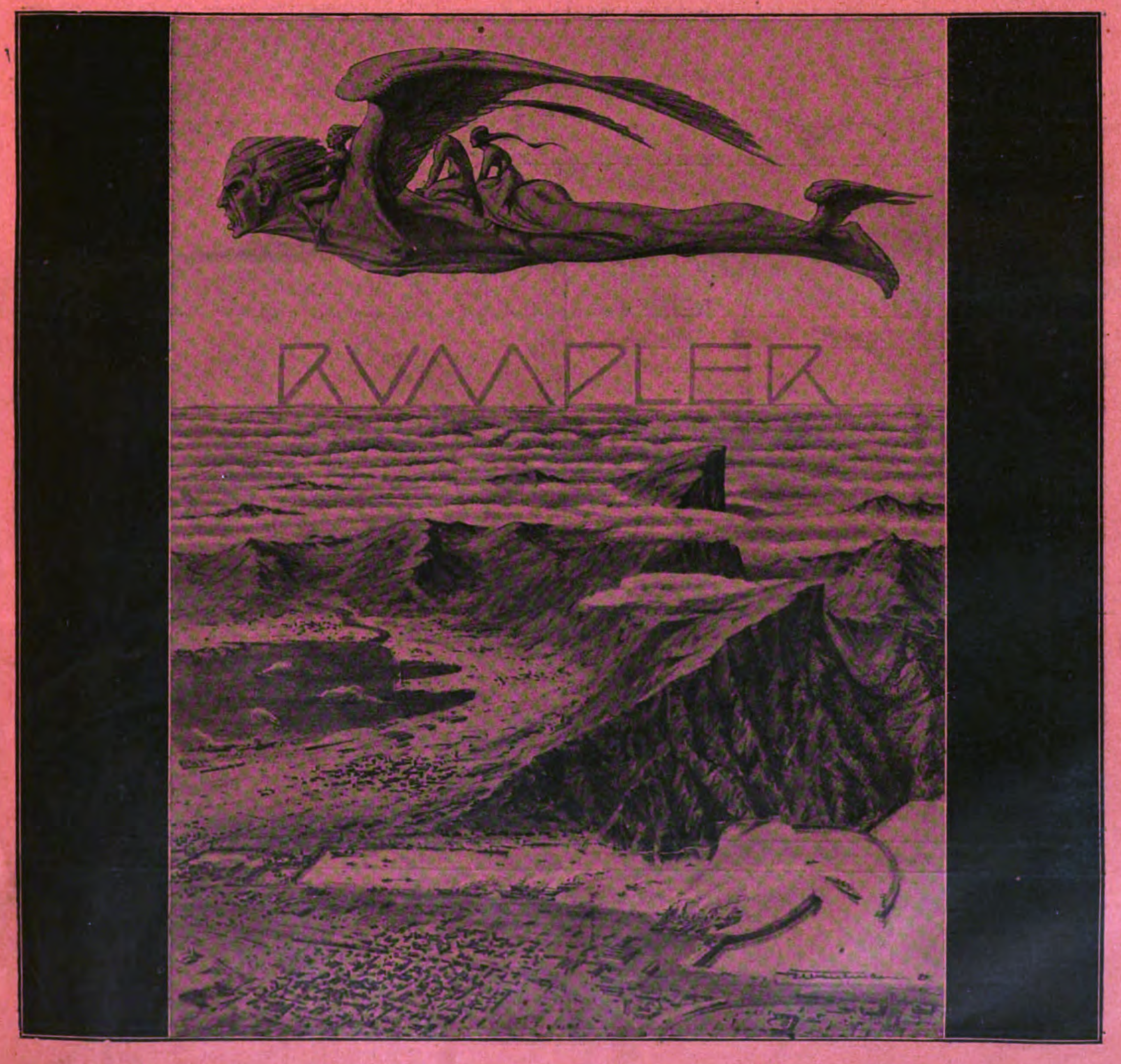
WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

18. Heft | **30. September 1922** | **13. Jahrgang**

INHALT:



Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zum Preise von M. 20.— (ab 1. Okt. M. 70.—) vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien Fr. 25.—), England sh. 12.—), Dänemark (Kr. 10.—), Frankreich (Fr. 25.—), Japan (Yen 3.—), Italien (Lire 35.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 7.—), Norwegen (Kr. 11.—), Schweden (Kr. 10.—), Spanien (Pes. 15.—), Schweiz (Fr. 14.—), V. St. A. (Doll. 3.—), Tschechien (Kr. 46.—).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 1.80 für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf 1.20 Pf. für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand,** die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

18. Heft **30. September 1922** **13. Jahrgang**

Ein neues Rechenblatt für Flugleistungen.

Von E. Everling.

Übersicht. Legt man über die Polare eines Tragflügelschnittes Kurven gleicher »Flugzahl« — die richtige Flugzahl wird aus Flächen- und Leistungsbelastung durch ein einfaches Fluchtlinienbild ermittelt — so ergeben sich Anstellwinkel, Widerstand und Auftrieb des zugehörigen Flugzustandes. Eine Schar von Geraden gleicher Gleitzahl liefert auf der gleichen Fluchtlinientafel die Geschwindigkeit zu jedem Flugzustand. Ferner liefert das Blatt die beste Flugzahl, die Steiggeschwindigkeit zu beliebigen Anstellwinkeln, die Sinkgeschwindigkeit von Segelflugzeugen und die günstigste Gleitzahl; es gestattet auch den Einfluß des schädlichen Widerstandes, der Höhe bzw. Luftdichte, des Drosselns, der Überlastung bzw. des Kurvenfluges, des Wirkungsgrades und des Seitenverhältnisses zu berücksichtigen.

Der nächste Sprechabend der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt findet am 27. Oktober statt. Professor Schlink spricht über „Die Erfahrungen des diesjährigen Rhön-Segelflug-Wettbewerbs.“ Näheres Seite 260.

S. 203 bis 270, und Band II, Heft 1, vom 20. Dezember 1917, S. 45 bis 52; sowie F. Gabriel, Die Arbeitsgleichung des Flugzeuges in skalarer Darstellung, Der Motorwagen **23**, Heft 13, vom 10. Mai 1920, S. 210 bis 222; ferner Erik Thomas, Rechentafel für Profiluntersuchungen, ZFM **13**, Heft 14, vom 31. Juli 1922, S. 206 bis 207.

[3]) R. Voigt, Die erweiterte logarithmische Polare zur Flugzeugberechnung, ZFM **12**, Heft 5, vom 15. März 1921, S. 69 bis 73. Dort weitere Angaben über Eiffels logarithmische Polarendarstellung.

[4]) Vgl. E. Everling, a. a. O. (Anm. 1) und die dortigen Quellen; ferner G. König, Kraft und Leistung beim Steigen, TB, Band III, Heft 5, 1918, S. 166 bis 174, und: Energiemessungen durch Steig- und Gleitflüge, ZFM **11**, Heft 12, vom 30. Juni 1920, S. 170 bis 173.

[5]) Wie bei A. Rohrbach und E. Lupberger, Zeichnerisches Verfahren zum Berechnen der Geschwindigkeit und des Steigvermögens der Flugzeuge, TB, Band III, Heft 6, 1918, S. 218 bis 222; auch Adolf Rohrbach, Zeichnerische Berechnung der Geschwindigkeiten von Flugzeugen im Geradeaus- und Kurvenflug, ZFM **13**, Heft 5, vom 15. März 1922, S. 59 bis 61.

[6]) L. Hopf, Lilienthalsche Polardiagramme zur Beurteilung von Flugleistungen, TB, Band I, Heft 1, vom 15. März 1917, S. 1 bis 8, überlagert die Polare mit Geraden gleicher Gleitzahl und ermittelt Gipfelhöhe, Gleit- und Steigwinkel, ferner auf einer besonderen Teilung die Geschwindigkeit jeweils mit einer kleinen Umrechnung, dem Verhältnis des Schraubenzuges zum Gewicht und zur Flügelfläche.

[7]) Am nächsten kommt diesen Forderungen bisher, soweit mir bekannt, Horst v. Sanden, Ein graphisches Rechenblatt für Flugzeugrechnungen, ZFM **10**, Heft 3/4, vom 22. Februar 1919, S. 17 bis 19, der aus einer Polare durch Kurvenscharen und gebrochene Linien Flug- und Steiggeschwindigkeit erhält.

[8]) Wurde bei meinem Vortrage über Geschwindigkeitsgrenzen der Flugzeuge auf der ordentlichen Mitgliederversammlung der WGL in Bremen bereits als Durchsichtbild vorgeführt, um die Wahl des besten Flügelprofils für verschiedene Anforderungen an die Geschwindigkeitsspanne zu zeigen, s. Berichte und Abhandlungen der WGL (Beihefte zur ZFM), Heft 10, Ende 1922.

der senkrechten Achse sind die Auftriebsbeiwerte c_a, auf der mittleren wagrechten die Widerstandsbeiwerte c_w, wie üblich in fünffachem Maßstab, auf der untern wagrechten Achse die Beiwerte des schädlichen Widerstandes c_{ws}, auf die gleiche Flügelfläche bezogen, mit derselben Teilung aufgetragen.

Die Polarkurve wird nun so eingezeichnet oder auf durchsichtigem Papier so über das Rechenblatt gelegt oder umgekehrt dieses, auf Pauspapier gedruckt, so über der Kurve verschoben, daß die wagrechten Achsen zusammenfallen und die senkrechten um den Betrag des schädlichen Widerstandsbeiwertes gegeneinander versetzt sind. Im rechten Teilbild ist das am Beispiel des Göttinger[1]) Flügelschnittes Nr. 426 (strichpunktierte Kurve, die Kreise bedeuten Meßpunkte) gezeigt. Der Nullpunkt der Polarendarstellung ist gegen den Anfangspunkt des Rechenblattes um den Beiwert des schädlichen Widerstandes, $c_{ws} = 0{,}06$ (der Deutlichkeit wegen übertrieben groß gewählt) nach rechts verschoben.

ıthält das Rechenblatt je eine Schar von Geraden ınd von Kurven (semikubischen Parabeln, ausch den Anfangspunkt. Sie entsprechen gleich-'erten der Ausdrücke

$$\varepsilon = \frac{c_w}{c_a} = \frac{\text{Widerstand}}{\text{Auftrieb}} \quad \ldots \ldots \quad (1)$$

$$\varkappa = \frac{c_w}{c_a^{1,5}} = \frac{\varepsilon}{\sqrt{c_a}} \quad \ldots \ldots \quad (2)$$

als Gleitzahl bekannt, für den zweiten haben men

»Flugzahl« $\varkappa$

. Er findet sich zuerst bei Raoul J. Hoffmann[3]), ;technik aber in der viel weniger handlichen Form

$$\frac{1}{\varkappa^2} = \frac{c_a^3}{c_w^2} \quad \ldots \ldots \quad (3)$$

die zuweilen als »Steigzahl« bezeichnet wird und ann[4]) für Steigfähigkeitsrechnungen eingeführt

Zu jedem Punkt der Polare, also zu jedem Anstellwinkel des Tragflügels gegen den Flugwind, gehört nun eine ganz bestimmte Gerade gleicher Gleitzahl und eine ganz bestimmte Parabel gleicher Flugzahl, umgekehrt entspricht jeder Kurve oder Geraden ein ganz bestimmter Flugzustand. Den zugehörigen Wert ε bzw. $\varkappa$ kann man auf der mittleren wagrechten Teilung — die Beschriftung steht der Deutlichkeit wegen am unteren Rande des Netzes — der Widerstandsbeiwerte c_w ablesen, denn sie entspricht dem Werte $c_a = 1$, so daß auf ihr die Ausdrücke

$$c_w, \quad \varepsilon = \frac{c_w}{c_a}, \quad \varkappa = \frac{c_w}{c_a^{1,5}} = \frac{\varepsilon}{\sqrt{c_a}}$$

und allgemein

$$\frac{c_w}{c_a^n}$$

gleiche Werte annehmen. Das gestattet, ein gleiches Rechenblatt auch für den Fall zu verwenden, daß statt der Flugzahl k der Ausdruck

$$\sigma = \frac{c_w}{c_a^{1,25}} = \frac{\varepsilon}{\sqrt[4]{c_a}}$$

[1]) L. Prandtl, C. Wieselsberger und A. Betz, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, I. Lieferung, München und Berlin 1921, Kapitel IV, Versuchsergebnisse, Abschnitt 5, Flügelprofiluntersuchungen, S. 71 bis 112, Profilform: S. 79 unten, Polare: S. 98, Meßwerte: Zahlentafel 93, S. 109. Gemessen wurde beim Seitenverhältnis (Tiefe zu Spannweite) 1 : 5.

[2]) Im Bremer Vortrag, s. Anm. 8. Die Bezeichnung fand keinen Widerspruch.

[3]) Raoul J. Hofmann, Der Flug in großen Höhen, ZFM **4**, Heft 19, vom 11. Oktober 1913, S. 255 bis 256, besonders Gl. (3).

[4]) H. Kann, Die Steigfähigkeit der Flugzeuge, TB, Band I, Heft 6, vom 15. Oktober 1917, S. 231 bis 246.

gesetzt werden soll, mit dem von Sanden die Veränderlichkeit des Luftschraubenwirkungsgrades mit der Geschwindigkeit zu berücksichtigen vorschlägt[1]). Man hat dann lediglich die Kurven gleicher Flugzahl durch Parabeln höherer Ordnung zu ersetzen, die durch den Anfangspunkt und durch die gleichen Punkte der mittleren Wagrechten ($c_a = 1$) gehen und schwächer gekrümmt sind, also jeweils zwischen der Geraden und der Kurve unseres Bildes für den gleichen Wert (Punkt auf der Wagrechten) verlaufen.

3. Flugzahl und Gleitzahl, die zusammen mit der Polare den Flugzustand bestimmen, hängen nun mit den Baueigenschaften des Flugzeuges einerseits, d. h. mit Leistungsbelastung und Flächenbelastung, mit den Flugleistungen andererseits, d. h. mit Geschwindigkeit und Steigfähigkeit, durch drei einfache Beziehungen zusammen, die sich aus den Grundgleichungen des Fluges und aus dem Energiesatz ergeben.

Mit dem Staudruck q und der Flügelfläche F gilt für den Auftrieb A

$$A = c_a \cdot q \cdot F,$$

für den Widerstand W ebenso

$$W = c_w \cdot q \cdot F;$$

dabei ist der Staudruck q mit der Geschwindigkeit v (km/h) und der Luftdichte

$$\frac{\gamma}{g} \text{ (kg s}^2\text{/m}^4\text{)}$$

erklärt durch

$$q = \frac{\gamma}{2g}\left(\frac{v}{3,6}\right)^2.$$

Für die Leistung N (PS) gilt mit dem Luftschraubenwirkungsgrad η, dem Schraubenzug S, dem Fluggewicht G und der Steiggeschwindigkeit w (m/s) die Leistungsbilanz des unbeschleunigten Fluges

Schrauben-Nutzleistung gleich Schwebeleistung plus Steigleistung

$$75\,\eta \cdot N = S \cdot \frac{v}{3,6} = W \cdot \frac{v}{3,6} + G \cdot w = G\left(\varepsilon \cdot \frac{v}{3,6} + w\right);$$

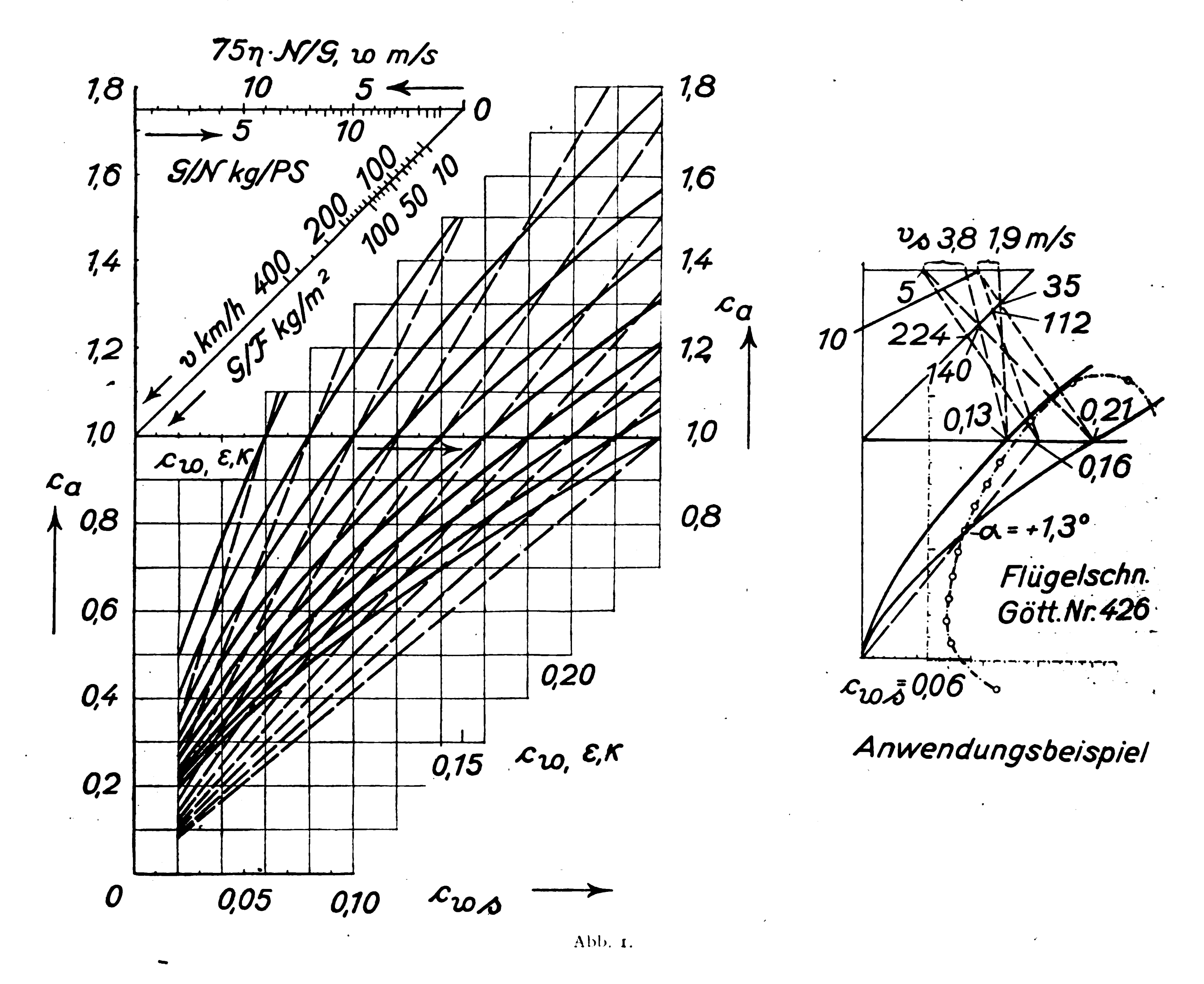


Abb. 1.

denn das Fluggewicht G ist bei nicht zu steilem Steigen angenähert gleich dem Auftrieb A, und das Verhältnis von Widerstand und Auftrieb ist die Gleitzahl ε.

Aus der letzten Gleichung folgt für wagrechten Flug ($w = 0$) sogleich die gesuchte Beziehung zwischen Gleitzahl, Geschwindigkeit und Leistungsbelastung G/N (kg/PS)

$$\varepsilon = 75\,\eta\,\frac{N}{G} \cdot \frac{3,6}{v} = \frac{270}{v}\,\eta\,\frac{N}{G}.$$

Die Gleitzahl ist also das Verhältnis der

»Hubgeschwindigkeit« $75\,\eta\,\frac{N}{G}$

(der Name[1]) wird im fünften Abschnitt begründet) zur Bahngeschwindigkeit $v/3,6$ im Wagrechtfluge.

[1]) Horst v. Sanden, Die Bedeutung von c_a^3/c_w^2, TB, Band III, Heft 7, 1918, S. 330 bis 331; dort steht entsprechend $c_a^{2,5}/c_w^2$.

[1]) S. auch die Begründung im Vortrage (Anm. 8 der vorigen Seite).

Die Flugzahl ergibt sich hieraus mit der Gleichung für Auftrieb bzw. Gewicht und der Erklärung des Staudruckes

$$\varkappa = \frac{\varepsilon}{\sqrt{c_a}} = 75\,\eta\,\frac{N}{G}\cdot\frac{3{,}6}{v} : \sqrt{\frac{G}{F}\cdot\frac{2g}{\gamma}}\cdot\frac{3{,}6}{v} = 75\,\eta\,\frac{N}{G}\sqrt{\frac{\gamma}{2g}\cdot\frac{F}{G}},$$

also unabhängig von der Geschwindigkeit aus Leistungsbelastung und Wurzel der Flächenbelastung, anders ausgedrückt, als Verhältnis der Hubgeschwindigkeit $75\,\eta\,N/G$ zur

»Einheitsgeschwindigkeit« $\sqrt{\frac{G}{F}:\frac{\gamma}{2g}}$,

so genannt, weil dies die Fluggeschwindigkeit beim Anstellwinkel mit dem Auftriebsbeiwert $c_a = 1$ wäre.

4. Die Berechnung der Flugzahl aus Flächen- und Leistungsbelastung, der Bahngeschwindigkeit aus Gleitzahl und Hubgeschwindigkeit bzw. Leistungsbelastung oder umgekehrt gelingt wegen der linearen Teilung von Flugzahl und Gleitzahl sehr einfach mit einer nicht logarithmischen Fluchtlinientafel in Gestalt eines Z, dessen unterer Balken mit der mittleren wagrechten Teilung zusammenfällt (ε und $\varkappa$), dessen oberer Arm eine lineare Teilung für die Hubgeschwindigkeit und eine reziproke für die Leistungsbelastung trägt, und dessen schräge Gerade nach Flächenbelastung (statt der Einheitsgeschwindigkeit) und Bahngeschwindigkeit geteilt ist. Eine Linie vom Schnittpunkt einer Gleitzahlgeraden zur Leistungsbelastung gibt die Fluggeschwindigkeit. Verbindet man umgekehrt je einen Wert der Flächen- und Leistungsbelastung durch eine Gerade, so folgt die Flugzahl des betreffenden Flugzeuges.

Die Teilungen der Hubgeschwindigkeit und Leistungsbelastung sind einander so zugeordnet, daß für den Luftschraubenwirkungsgrad 0,67 oder $^2/_3$ als vorsichtiger Mittelwert eingesetzt ist. Ebenso ist auf der Teilung der Flächenbelastung statt der Einheitsgeschwindigkeit mit einer Luftdichte $\gamma/g = 1/8 = 0{,}125$ kg s²/m⁴ gerechnet. Will man mit anderen Wirkungsgraden bzw. Luftdichten oder Höhen rechnen, so hat man statt der wirklichen Leistungen und Flügelflächen umgerechnete in das Rechenblatt einzuführen, z. B. für 0,75 Wirkungsgrad die Leistung im Verhältnis 67 : 75 zu vergrößern, für jedes km Höhenzunahme, d. h. je 0,1 Luftdichteabnahme die Fläche um 0,1 zu verkleinern, ebenso für je 0,1 Gewichtzunahme durch Mehrbelastung oder im Kurvenflug. Die Motorleistung ist je nach dem Gesetz ihrer Abnahme mit der Luftdichte und je nach der Gewichtzunahme entsprechend zu ändern.

5. Die Steiggeschwindigkeit, oder die Sinkgeschwindigkeit bei unzureichender Motorleistung, ergibt sich in gleicher Weise, wenn man zu einer anderen Flugzahlkurve übergeht, als der wirklichen Leistungsbelastung entspricht, und mit der wirklichen Flächenbelastung den neuen Wert auf der oberen Teilung der Hubgeschwindigkeit ermittelt. Dessen Unterschied gegen die Hubgeschwindigkeit ist die Steig- oder Sinkgeschwindigkeit, je nachdem ob diese, also die Motorleistung überwiegt (die Werte wachsen nach links hin!) oder der neue Wert.

Die Begründung liefert die Leistungsbilanz. Aus ihr folgt die Steiggeschwindigkeit

$$w = 75\,\eta\,\frac{N}{G} - \varepsilon\cdot\frac{v}{3{,}6} = 75\,\eta\,\frac{N}{G} + w_0,$$

wobei wegen der Beziehungen für den Auftrieb (wie oben)

$$-w_0 = \varepsilon\cdot\frac{v}{3{,}6} = \frac{\varepsilon}{\sqrt{c_a}}\sqrt{\frac{G}{F}\cdot\frac{2g}{\gamma}} = \varkappa\sqrt{\frac{G}{F}:\frac{\gamma}{2g}},$$

die Sinkgeschwindigkeit im Gleitflug, gleich Flugzahl mal Einheitsgeschwindigkeit ist.[1]) Also:

Steiggeschwindigkeit gleich Hubgeschwindigkeit, das ist die senkrechte Steiggeschwindigkeit eines Hubschraubers mit gleicher Leistungsbelastung und demselben günstigen[2]) Wirkungsgrad wie das Motorflugzeug, abzüglich der Sinkgeschwindigkeit eines Gleitflugzeuges.[3])

[1]) Das grundsätzlich richtige Maß für die Sinkgeschwindigkeit im motorlosen Flug ist daher die Flugzahl!

[2]) Dieser ist in Wirklichkeit aber nur bei der höheren Bahngeschwindigkeit der Drachenflugzeuge, nicht beim langsamen Steigen des Hubschraubers erreichbar.

[3]) Da im Segelflug diese Eigenschaft baulich und fliegerisch verbessert wird, ist damit die Bedeutung des Segelfluges für die Leistungen der Motorflugzeuge »mathematisch bewiesen«! — Das Motorflugzeug ist eben die Vereinigung von Hubschrauber und segelfähigem Gleiter!

Damit ist gezeigt, daß man mit der gegebenen Flächenbelastung und der Leistungsbelastung bzw. Hubgeschwindigkeit die wirkliche Flugzahl und im Schnitt mit der Polare den Flugzustand erhält, während jede andere Flugzahl mit der Flächenbelastung die zugehörige Sinkgeschwindigkeit gibt.

Die kleinste Sink- und die größte Steiggeschwindigkeit ergibt sich mit dem Größtwert der Flugzahl, und der folgt ohne weiteres als der Wert für die Parabel, die eine gegebene Polarkurve gerade berührt. Ihr entspricht auch der kleinste Leistungsbedarf, die größte Überlastbarkeit und der engste Kurvenflug.

6. Beispiel, s. rechtes Teilbild: Für die Leistungsbelastung $G/N = 10$ kg/PS und die Flächenbelastung $G/F = 35$ kg/m² folgt die Flugzahl 0,21 und der Anstellwinkel $+1{,}3^0$. Die Gleitzahl durch diesen Polarenpunkt, 0,16, gibt mit derselben Leistungsbelastung die Geschwindigkeit $v = 112$ km/h. Die gestrichelten Geraden vermitteln die Beziehung (Multiplikation). Die beste Flugzahl, 0,13, gibt mit der gleichen Flächenbelastung die Hubgeschwindigkeit 3,1, zwischen ihr und der Leistungsbelastung $G/N = 10$ kg/PS, die einer Hubgeschwindigkeit 5 m/s entspricht, ist also die bestmögliche Steiggeschwindigkeit $w = 1{,}9$ m/s abzugreifen. Aus der Gleitzahl zur letzten Flugzahl und aus 3,1 m/s folgt die Bahngeschwindigkeit beim Steigen (s. die Gl. für w_0).

Halbe Leistungsbelastung und (übertrieben!) vierfache Flächenbelastung ergeben gleichen Flugzustand und überall doppelte Geschwindigkeiten.

Das Beispiel gilt für den schädlichen Widerstand $c_{ws} = 0{,}06$ und das Seitenverhältnis des Göttinger Flügelschnittes, 1 : 5.

Will man allgemein mit einem anderen Seitenverhältnis rechnen, als mit dem der Flügelschnitt gemessen ist, so hat man entweder die Polare auf eine andere Randwiderstandsparabel[1]) umzuzeichnen, oder man muß unser Rechenblatt neu entwerfen, nämlich mit einer kleinen Verzerrung, die dem Unterschied der beiden Randwiderstände entspricht, so, daß für jedes c_a die Beschriftung c_w zur Strecke $c_w + \frac{c_a^2}{\pi}(\lambda_0 - \lambda)$ gehört[2]), wenn man bei einem Seitenverhältnis λ_0 (z. B. Tiefe zu Spannweite = 1 : 5) gemessen hat und die Polare für ein anderes Seitenverhältnis (z. B. 1 : 6) im Rechenblatt verwenden will.

Die neuen englischen Festigkeitsvorschriften für Flugzeuge.

Von Alfred Richard Weyl.

In einem unter dem gleichen Titel an dieser Stelle gebrachten Bericht sind die Richtlinien, die ein vom englischen Luftfahrtbeirat gebildeter »Unterausschuß für Lastvielfache« für die behördlichen Anforderungen an die Festigkeit von Flugzeugen aufgestellt hatte, eingehend erläutert worden. Inwieweit diese Bestimmungen bereits auf neuere englische Flugzeuge Anwendung gefunden hatten, war dem Verfasser damals nicht bekannt.

Vor kurzem sind nun die endgültigen Bestimmungen für die Flugzeugfestigkeit durch das englische Luftfahrtministerium bekanntgegeben worden[3]). Die einzelnen Vorschriften haben dabei in wesentlichen Punkten eine Änderung gegen den ursprünglichen Vorschlag des Luftfahrtbeirates erfahren. Diese Änderungen haben offenbar die mittlerweile im Luftverkehr gewonnenen Erfahrungen als wünschenswert gezeigt. Der »Unterausschuß für Lastvielfache« trat daher im vergangenen Jahre erneut zusammen, um die Bestimmungen für die Verkehrsgruppe zu ändern.

Festigkeitsvorschriften: Die Gruppeneinteilung in eine zum Kunstflug taugliche »Allgemeine Gruppe« und eine »Verkehrsgruppe« ist beibehalten worden. Ganz neu sind

[1]) S. Anm. 1, S. 249, 2. Spalte, S. 71 der dortigen Quelle.

[2]) Über die Umrechnung des Widerstandsbeiwertes auf anderes Seitenverhältnis vgl. A. Betz, TBl, Heft 4, S. 102.

[3]) Flight, Bd. 14, Nr. 27 vom 6. Juli 1922, S. 385/386. Die dortige Wiedergabe, die Verf. allein zu Gebote stand, ist allerdings durch zahlreiche Druckfehler entstellt.

Neue englische Lastvielfache für Flugzeuge.

I. Allgemeine Gruppe (kunstflugtauglich).

Fall	Lastannahme	Gesamtgewicht des Flugzeuges (Fluggewicht)			
		bis 1,14 t	1,14 t bis 2,27 t	2,27 t bis 4,54 t	über 4,54 t
(a 1)	Lastvielfaches bei ganz vorn liegendem Druckpunkt und stehendem Motor	7,5	7,5 ÷ 7[1])	7 ÷ 6[1])	6
(a 2)	Lastvielfaches bei ganz vorn liegendem Druckpunkt und laufendem Motor	7,5	7,5 ÷ 7[1])	7 ÷ 6[1])	6
(b)	Lastvielfaches bei einer (weit hinten liegenden) Druckpunktlage, die der größten Wagrechtgeschwindigkeit in Bodennähe entspricht	5,5	5,5 ÷ 5[1])	5 ÷ 4,5[1])	4,5
(c)	Lastvielfaches im Sturzflug bei Erreichen des Beharrungszustandes (Beschleunigung = 0)	1,5	1,5	1,5	1,5
(d)	Vorgeschriebener Auftriebsbeiwert für Kielflossen und Seitenruder (Lastvielfaches bei dieser Belastung = 2) . . . . c_a	1,0	1,0	1,0	1,0
(e)	Lastvielfaches der Fahrgestelle bei der größten Beanspruchung	1,15	1,15	1,15	1,15

II. Verkehrsgruppe (nicht kunstflugtauglich).

Fall	Lastannahme	Gesamtgewicht des Flugzeuges (Fluggewicht)				
		bis 1,14 t	1,14 t bis 2,27 t	2,27 t bis 4,54 t	4,54 t bis 13,6 t	über 13,6 t
(a 1)	Lastvielfaches bei ganz vorn liegendem Druckpunkt und stehendem Motor	5,5	5,5 ÷ 5[1])	5 ÷ 4[1])	4	4
(a 2)	Lastvielfaches bei ganz vorn liegendem Druckpunkt und laufendem Motor	5,5	5,5 ÷ 5[1])	5 ÷ 4[1])	4	4
(b)	Lastvielfaches bei einer (weit hinten liegenden) Druckpunktlage, die der größten Wagrechtgeschwindigkeit in Bodennähe entspricht.	4	4	4 ÷ 3,25[1])	3,25 ÷ 3[1])	3
(c)	Lastvielfaches im Sturzflug bei Erreichen des Beharrungszustandes (Beschleunigung = 0)	1,25	1,25	1,25	1,25	1,25
(d)	Vorgeschriebener Auftriebsbeiwert für Kielflossen und Seitenruder (Sicherheitszahl der Rümpfe bei dieser Belastung = 2) c_a	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0
(e)	Lastvielfaches der Fahrgestelle bei der größten Beanspruchung	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15

besondere Vorschriften für »Rennflugzeuge«. Daß diese Einteilung durchaus keine klaren Verhältnisse schafft, ja sogar irreführend wirken kann, wurde im Hinblick auf die Ausführungen Rohrbachs schon früher angedeutet. Die nunmehr endgültig vorgeschriebenen Lastvielfachen für die beiden Gruppen sind in den beiden obigen Zahlentafeln I und II niedergelegt. Man erkennt im Vergleich mit den auf S. 68 dieses Jahrganges wiedergegebenen Zahlentafeln, daß unter Verringerung der Gewichtsklassen von vier auf drei bzw. von fünf auf vier die vorgeschriebenen Lastvielfachen im allgemeinen herabgesetzt sind. Die Lastfälle selbst sind in nicht unwesentlichen Punkten geändert.

Fall a 1 entspricht wie der frühere Fall a dem Abfangen. Das Flugzeug ist in einer dem unbeschleunigten Wagrechtfluge entsprechenden Gleichgewichtslage mit ganz vorn liegendem Druckpunkt angenommen. Der Motor steht und der Schraubenwiderstand kann in Rechnung gezogen werden.

Fall a 2 ist mit dem vorgenannten Fall identisch, nur wird der Motor als laufend vorausgesetzt. An die Stelle des Widerstandes der Luftschraube tritt dann der Schraubenzug. Dieser und das Drehmoment der Luftschraube werden dabei aus den folgenden Beziehungen ermittelt:

$$\text{Schraubenzug} = \frac{2 \cdot 75 \cdot N \cdot \eta}{v \cdot \sqrt{\frac{\varkappa}{2}}}$$

$$\text{Drehmoment} = \frac{2 \cdot 75 \cdot N}{\pi \cdot \eta \cdot n}$$

worin N die Motorleistung in PS,
η den Schraubenwirkungsgrad,
v die normale Fluggeschwindigkeit (m/s) bei ganz vorn liegendem Druckpunkt,
$\varkappa$ das vorgeschriebene Lastvielfache,
n die Drehzahl in Umdr./s bedeuten.

In Ermangelung genauerer Unterlagen kann der Schraubenwirkungsgrad mit 0,8, also 80 vH eingeführt werden.

[1]) Abnahme der Lastvielfachen dem Fluggewicht unmittelbar verhältig.

Die mit obigen Beziehungen gewonnenen Werte stellen etwa den doppelten Schraubenzug bzw. das doppelte Drehmoment dar[1]).

Der Fall b ist durch den rückliegenden Druckpunkt gekennzeichnet. Dabei ist die größte Wagrechtgeschwindigkeit in Bodennähe vorausgesetzt. Das angegebene Lastvielfache bezieht sich lediglich auf die Flügel. Dieser Lastfall entspricht etwa unserem B-Fall.

Beim Fall c darf nunmehr der Bremswirkung von Luftschrauben Rechnung getragen werden.

Mit Hilfe dieser vier Lastfälle ist die Festigkeit von Flügel, Höhenflosse und teilweise auch Rumpf zu untersuchen.

Fall d kennzeichnet die vorgeschriebene seitliche Belastung von Kielflosse und Seitenruder. Der wie früher vorgeschriebene Auftriebsbeiwert ist im Verein mit der Kleinstgeschwindigkeit des Flugzeuges, falls diese bekannt ist, zur Ermittlung der Seitenleitwerkslast zu verwenden. Mit dieser Last sind Seitenleitwerk und Rumpf zu untersuchen. Die Leitwerkslast selbst ermittelt sich in bekannter Weise wie folgt:

$$\text{Last} = c_a \cdot \varrho \cdot F \cdot \frac{v_s^2}{4},$$

worin
c_a den Auftriebsbeiwert,
ϱ die Luftdichte in kgs²/m⁴,
F die Fläche des Seitenleitwerks in m² und
v_s die Kleinstgeschwindigkeit in m/s bedeuten[2]).

Unter dieser Last soll in allen Teilen zweifache Sicherheit nachgewiesen werden. Die Vorschriften sind hierbei also nicht unwesentlich erleichtert.

Der Lastfall e betrifft wie früher die Fahrgestellfestigkeit beim Landen. Die Lastannahmen müssen hierbei folgende Landungsarten umfassen:

[1]) Auf die im »Flight« wiedergegebene Formel für das Drehmoment trifft das jedoch nicht zu. Die Beziehung wurde sinngemäß abgeändert, da man annehmen darf, daß die Formel in der von uns angeführten Quelle falsch wiedergegeben ist.

[2]) »Flight« gibt die Lastformel wie folgt wieder:

$$\text{Last} = c_a \cdot \varrho \cdot F \cdot \left(\frac{v_s}{4}\right)^2.$$

Die obige Beziehung erscheint logischer.

I. Radlandung mit wagrecht liegender Flügelsehne,
II. Schwanzlandung mit gleichzeitigem Aufkommen von Rädern und Schwanzsporn.

Die vorgeschriebene senkrechte Arbeitsaufnahmefähigkeit des Fahrgestells ist so zu bemessen, daß sie nicht geringer als $\frac{1}{2} G \cdot v^2$ ist, worin

$v = 0{,}92 + 0{,}03\, v_s$ in m/s,
v_s die Landegeschwindigkeit (stalling speed) in m/s,
g die Beschleunigung der Erdschwere in m/s² und
G das Fluggewicht in kg ist.

Unter der größten Belastung muß das Fahrgestell noch eine Bruchsicherheit[1]) von nicht weniger als 1,15 aufweisen; die Bauglieder, an die das Fahrgestell angesetzt ist, müssen zum wenigsten eine 1,25fache Sicherheit aufweisen[1]). Im Stande auf dem Boden soll das Fahrgestell eine ruhende Belastung von mindestens dem vierfachen Fluggewicht, die an das Fahrgestell anschließenden Bauglieder eine solche von wenigstens viereinhalbfacher Last auszuhalten vermögen. Die ruhende Fahrgestellbelastung (vgl. Fall e) der Zahlentafeln I und II auf S. 252) ist also recht erheblich herabgesetzt worden, während die vorgeschriebene Fallgeschwindigkeit erhöht und in richtiger Weise mit der Landegeschwindigkeit in Beziehung gesetzt ist.

Zur Bemessung der Fahrgestellfestigkeit bei seitlicher Beanspruchung gilt die Bestimmung, daß das in der Richtung der Achse angreifende einfache Fluggewicht vom Fahrgestell anstandslos aufgenommen werden kann.

Die Vorschrift, wonach die Flügelfestigkeit in den Lastfällen a 1, a 2 und b bei Fortlassen eines Tragdrahtes oder, bei doppelten Tragdrähten, eines Paares von Tragdrähten, noch wenigstens die Hälfte der normalerweise geforderten Festigkeit zu betragen hat, ist beibehalten worden. Logischerweise zwingt diese Forderung dazu, das Flügelfachwerk statisch überbestimmt zu machen. Mit Recht könnte man dagegen geltend machen, daß es allgemein im Maschinenbau nirgends üblich ist, Konstruktionen derart auszuführen, daß ein lebenswichtiger Teil ausfallen kann, ohne die Betriebssicherheit des Ganzen in Frage zu stellen. Bei Kriegsflugzeugen läßt sich zwar die genannte Forderung durch die gebotene Rücksicht auf Schußsicherheit wohl rechtfertigen; bei Verkehrsflugzeugen scheint sie uns aber kaum angebracht. Der Aufbau eines Flugzeuges muß und kann so gehalten werden, daß der Ausfall eines lebenswichtigen Bauteiles im normalen Betriebe schlechterdings nicht vorkommen kann!

Vollkommen neu hinzugekommen sind besondere Festigkeitsvorschriften für Rennflugzeuge. Die englischen Anstrengungen im Bau von Rennflugzeugen, die freilich bisher noch zu keinen rechten Erfolgen geführt haben, bilden zweifellos den Anlaß zu einer besonderen Berücksichtigung dieser Flugzeugart in den behördlichen Vorschriften. Demnach können Flugzeuge, die an öffentlichen Luftrennen teilnehmen, ein besonderes Flugtauglichkeitszeugnis erhalten, wenn die folgenden Festigkeitsvorschriften erfüllt sind:

Lastvielfaches des ganzen Flugwerks bei ganz vorn angenommener Druckpunktlage im wagrechten Flug	4
Lastvielfaches der Flügel bei ganz weit hinten angenommener Druckpunktlage im wagrechten Flug	3
Lastvielfaches im Sturzflug bei Erreichen des Beharrungszustandes	1
Lastvielfaches von Seitenleitwerk und Rumpf unter einer Seitenleitwerksbelastung von rd.[2]) 150 kg/m²	1

Die an die Baufestigkeit gestellten Anforderungen sind also bei Rennflugzeugen ganz erheblich herabgesetzt; sie liegen sogar noch unter den in den deutschen BLV 1918 gestellten Anforderungen an D-Flugzeuge. Man setzt mithin voraus, daß diese Flugzeuge nur sehr vorsichtig ausgeflogen werden.

Rechnungsverfahren: Die bezeichneten Lastvielfachen usw. gelten für Flugzeuge normaler Bauart mit zwei und mehr Tragflügeln. Die Festigkeitsrechnung ist nach dem behördlichen Verfahren, die von der Leitung der Forschungsabteilung des englischen Luftfahrtministeriums herausgegeben sind, durchzuführen.

Bei solchen neuen oder ungewöhnlichen Konstruktionen, bei denen die üblichen Annahmen und Rechnungsverfahren nicht unmittelbar zur Anwendung gebracht werden können, werden durch die Leitung der Forschungsabteilung von Fall zu Fall besondere Festsetzungen getroffen.

Es ist bemerkenswert, daß nunmehr die im vorstehenden wiedergegebenen Vorschriften ausdrücklich nur auf Zwei- und Mehrdecker bezogen sind. Für Eindecker behält man sich also eine besondere Regelung vor. Diese Maßnahme erscheint nicht als ein glücklicher Ausweg. Der Flugzeugkonstrukteur will vor Durchführung eines neuartigen Entwurfs wissen, welchen Festigkeitsanforderungen sein Flugzeug zu entsprechen hat, und nicht erst nach Durcharbeit des Entwurfes von der zuständigen Behörde erfahren, daß man ihm Festigkeitsbedingungen vorschreibt, die möglicherweise den ganzen Entwurf von Grund auf ändern lassen. In dieser wenig beneidenswerten Lage ist anscheinend jetzt der englische Konstrukteur, der beispielsweise einen Verkehrseindecker bauen will. Als Förderung der Luftfahrt mag das kaum betrachtet werden.

Eine besondere Klarheit kann den englischen Baufestigkeitsvorschriften nicht nachgerühmt werden. In ihrer neuen Fassung zeigen sie das, was wir an ihnen in unserem ersten Bericht auszusetzen hatten, gemildert, nämlich die zu hoch bemessene Baufestigkeit, die einer wirtschaftlichen Ausführung abträglich sein mußte.

[1]) Im englischen Text findet sich hier der Ausdruck »load factor« (= Lastvielfaches), den wir in richtigerer Weise mit »Sicherheit« wiedergegeben haben.

[2]) Genau 30 lb./sq. ft. = 146,4 kg/m².

Bücherbesprechung.

Die große Wunde. Psychologische Betrachtungen zum Verhältnis zwischen Kapital und Arbeit. Von Ernst Horneffer, a. o. Professor der Philosophie an der Universität Gießen. Verlag R. Oldenbourg, München und Berlin, 1922. 157 S. Preis geheftet M. 240.—.

Als die »Große Wunde« sieht Ernst Horneffer den Gegensatz zwischen Kapital und Arbeit an. Das Problem des Ausgleiches dieses Gegensatzes sucht er auf einem neuen, noch nicht beschrittenen Weg — dem sozial-psychologischen — zu lösen.

Der geistige Zustand unseres Volkes, der seinen stärksten Ausdruck in der Kluft zwischen Arbeitgebern und Arbeitnehmern findet, fußt zuletzt auf Ideen, die tief in die Volksseele eingedrungen sind. Mit feiner Psychologie spürt der Verfasser dieser Erscheinung in allen ihren Folgen und Auswirkungen nach. Masse und Persönlichkeit — Marx und Nietzsche — die beiden sozialen Philosophien des letzten Jahrhunderts — sind die beiden Gegenpole, die sich mit einer Ausschließlichkeit gegenüberstehen, wie sie eben nur unsere Zeit kennt. Will das Bürgertum mit neuen Ideen den Ideen der Masse gegenübertreten, so soll es von Nietzsche ausgehend eine Synthese der entgegengesetzten Prinzipien anstreben, in der sich die gegenseitigen Kräfte die Wage halten. So schiebt der Verfasser dem Bürgertum in den kommenden Entscheidungen die Initiative zu.

Als Philosoph und Psychologe hat er so die inneren Motive unserer sozialen Zustände bloßgelegt — mit dem ungetrübten Blick des Wirklichkeitsmenschen weist er dem Unternehmer den Weg der Praxis zum Ausgleich dieser Gegensätze. Er stellt für unsere Wirtschaftsführer Leitsätze des Handelns auf, die nicht von der augenblicklichen Lage abhängig oder eingegeben sind, sondern Geltung haben werden, solange Gegensätze in Staat und Wirtschaft bestehen. Kp.

Die mechanischen Beweise für die Bewegung der Erde. Von R. Grammel, Professor an der Technischen Hochschule Stuttgart. Berlin 1922, Verlag von Julius Springer. 8⁰. VI und 71 S. Mit 25 Textabbildungen.

Das allgemeine Relativitätsprinzip hat die Frage, ob die Erde still steht oder der Fixsternhimmel, gegenstandlos gemacht. In jedem Falle werden durch die Bewegung beider gegeneinander Änderungen im Verlauf der mechanischen Vorgänge auf der Erde hervorgerufen, die sich nach Sinn und Größe durch verschiedenartige Versuche nachweisen lassen.

Grammel stellt in diesem erweiterten Abdruck aus der Zeitschrift »Die Naturwissenschaften« die Nachweise der beiden Erddrehungskomponenten auf Grund des Schwerpunktsatzes, des Flächensatzes und des Schwungsatzes knapp und klar zusammen. Alles Mathematische ist in kleingedruckte Einschaltungen verbannt, so daß die wertvollen Darlegungen einem großen Leserkreis zugänglich sind. Ev.

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Großbritannien.

Flugsperrgebiete in Großbritannien und Irland. Es ist verboten, in einem der nachstehend genannten Sperrgebiete zu landen oder sie in geringer Höhe als 1800 m zu überfliegen.

Orkney Islands: Ein Fünfeck, das durch folgende Eckpunkte gebildet wird: Tor Ness, Rora Head, Inga Ness, Mull Head, Old Head.

Firth of Forth: Ein Fünfeck mit folgenden Eckpunkten: Hill House (1,6 km südlich von Dunfermline), Blacknes Pier, Dalmeny Church, Inchmickery, Hall-Craig Point.

Osea Island: Ein Kreis mit Osea Island als Mittelpunkt und mit einem Halbmesser von 4,8 km.

Sheerness: Ein Kreisausschnitt mit Garrison Point als Mittelpunkt und 4,8 km langem Halbmesser, von N. 30° 0′ über O. nach S. bis N. 190° 0′, gerechnet von Garrison Point. — Ein Kreisausschnitt mit Garrison Point als Mittelpunkt und 0,8 km langem Halbmesser, von N. 190° 0′ über W. nach N. 30° 0′, gerechnet von Garrison Point. (Rechtweisend).

Chatham: Ein Kreis mit Hoo Church als Mittelpunkt und 4,8 km langem Halbmesser.

Portsmouth: Ein Kreisausschnitt mit Dockyard Clock Tower als Mittelpunkt und 3,2 km langem Halbmesser, von N. 180° 0′ über W. und N. bis N. 130° 0′, gerechnet von Dockyard Clock Tower. — Ein Kreisausschnitt mit Dockyard Clock Tower als Mittelpunkt und 1,6 km langem Halbmesser, von N. 130° 0′ bis N, 180° 0′, gerechnet von Dockyard Clock Tower.

Poole Harbour: Ein Kreis mit Lytchett Minster Church als Mittelpunkt und einem 4,8 km langem Halbmesser.

Portland: Ein Kreis mit Portland Castle als Mittelpunkt und 3,2 km langem Halbmesser.

Devonport: Ein Kreis mit einem 0,8 km von Stoke Church gelegenen Mittelpunkt und 3,2 km langem Halbmesser.

Pembroke: Ein Kreis mit Wear Point als Mittelpunkt und 3,2 km langem Halbmesser.

Cork Harbour: Ein Kreis mit Spike Island Fort als Mittelpunkt und 3,2 km langem Halbmesser. (Notice to Airmen, Nr. 67/1922.)
22/34. 4.

Finnland.

Die Luftfahrt in Finnland im Jahre 1921 wurde von zwei Gesellschaften ausgeübt, der Flygaktiebolaget und der Flygtrafikaktiebolaget. Ersteres verwendete französische Caudron-Seeflugzeuge, die sich aber für Zivilzwecke nicht bewährten und schließlich an die finnische Militärverwaltung verkauft wurden; die Gesellschaft beabsichtigt für die kommende Flugsaison neue Flugzeuge anzuschaffen. Das Unternehmen beförderte in der Zeit von April bis September v. Js. 260 Fluggäste in 63 Flugstunden ohne Unfall. Die Flygtrafik besitzt kein eigenes Flugzeug, sondern hatte von einer schwedischen Gesellschaft ein deutsches Junkers-Flugzeug ermietet, mit welchem etwa 200 Fluggäste befördert wurden. (Commerce Reports, Washington, 6. 3. 22.) **22/33. 14.**

Venezuela.

Die Luftfahrt in Venezuela. Abgesehen von einigen Gelegenheits- und Schauflügen in Caracas sind bisher keine Versuche gemacht worden, die Zivilluftfahrt einzuführen. Das Heer besitzt eine Fliegerkompagnie, die aus 2 Offizieren und 63 Mann besteht und ihren Sitz in Maracay im Staate Aragua hat. Im Jahre 1921 bildeten 3 französische Offiziere 12 Flugschüler aus, von welchen 5 das Fliegerpatent erwarben. Das Fluggerät besteht aus 6 Caudron- und 2 Farman-Landflugzeugen und 2 Caudron- und 2 Farman-Seeflugzeugen. (Air Service News Letter, Washington, Nr. 8/1922.)
22/33. 16.

Holland.

Eine Luftfahrtausstellung wurde in Verbindung mit dem Rotterdamer Flugfest (I. C. A. R.) in der Zeit vom 2. bis 17. September auf dem Flugplatz Waalhaven abgehalten. Die Ausstellung umfaßte:

1. Luftfahrtinstrumente, vor allem solche, welche zur Förderung der Luftfahrt unter schwierigen atmosphärischen Verhältnissen dienen.
2. Apparate für Gelände- und Streckenbeleuchtung.
3. Drahtlose Telegraphie und Telephonie.
4. Signal-, Rettungs- und Sicherheitsmittel.
5. Mittel und Einrichtungen zur Erhöhung des Komforts, zur Heizung und Beleuchtung der Kabinen.
6. Fliegerkleidung.
7. Luftphotographie.
8. Einrichtungen und Hilfsmittel für den meteorologischen Informations- und Warnungsdienst.
9. Statistiken in graphischer oder Tabellenform über die Entwicklung des Luftverkehrs und die Resultate der Luftverkehrsgesellschaften.
10. Mittel und Methoden zur Erprobung und Kontrolle der Lufttüchtigkeit der Flugzeuge und des Widerstandsvermögens der einzelnen Teile. **22/33. 9.**

Beobachtung von Luftfahrzeugen durch Küstenwachposten und Feuerschiffe. Nachstehende Küstenwachposten und Feuerschiffe beobachten passierende Luftfahrzeuge und vermerken, soweit als möglich, den Zeitpunkt der Beobachtung, den Kurs, die Art des Fahrzeugs und die Nationalitäts- und Eintragungsabzeichen. Auskünfte sind von den Küstenwachposten telephonisch, von den Feuerschiffen, soweit sie F. T. haben, von der Funkenstation Scheveningen erhältlich.

Name	Geographische Lage	
	Nördl. Breite	Östl. Länge v. Gr.
a) Küstenwachposten		
Westkapelsche dijk . .	51° 32′,5	3° 26′
West-Schouwen	51° 42′,5	3° 41′,5
Goeree-Westhoofd . . .	51° 49′	3° 52′
Hoek van Holland . .	51° 58′,5	4° 7′,5
Scheveningen	52° 6′,5	4° 16′
Ijmuiden	52° 28′	4° 34′,5
Egmond aan Zee . . .	52° 37′	4° 37′,5
Kijduin	52° 57′,5	4° 43′,5
Eierland	53° 11′	4° 51′,5
Vlieland	53° 18′	5° 3′,5
Terschelling	53° 21′,5	5° 13′
Ameland	53° 27′	5° 37′,5
Schiermonnikoog . . .	53° 29′,5	6° 9′
b) Feuerschiffe		
Noord-Hinder[1])	51° 35′,5	3° 16′,5
Schouwenbank	51° 47′	3° 27′,5
Maas	52° 1′,5	3° 54′
Haaks[1])	52° 58′	4° 18′,5
Terschellingerbank . .	53° 27′	4° 51′,5

(Bericht van Luchtvarenden Nr. 17/22). **22/31. 5.**

Flugzeuge zum Blumentransport verwenden die holländischen Blumenzüchter, um ihre am frühen Morgen geerntete Ware noch am gleichen Tage frisch auf den Londoner Markt zu bringen. (Svensk Motortidning, Stockholm, 11/1922). **22/29. 20.**

Italien.

Flugwoche in Neapel vom 6. bis 14. August 1922.

Die Junkerswerke entsandten zwei sechssitzige Ganzmetall-Verkehrsflugzeuge der Junkers-Flugzeugwerke A.-G., Dessau, mit 180 PS-Motor (BMW).

Flugzeugführer Zimmermann und Eichler legen in einem Tage mit je einer Zwischenlandung die 1375 km lange Strecke Dessau—Neapel zurück. In Neapel Auswechslung des Fahrgestells und Anbau von Schwimmern, wodurch die Flugzeuge in See-

[1]) Radiostation.



flugzeuge umgewandelt wurden, für die der Wettbewerb ausgeschrieben war.

Die Junkers-Eindecker nahmen teil an den für deutsche Erzeugnisse offenen Konkurrenzen um den Königspokal und den Tyrrhenischen Pokal. Der Wettbewerb um den Schneider-Pokal ist nur Mitgliedern der F.A.I. zugänglich.

Der Flug um den Königspokal fand am 6. August statt. Tragfähigkeits- und Zuverlässigkeitswettbewerb über 400 km.

Klassifizierung:

1. Pellegrini mit Savoya 13 2 h 9 min 33 s
2. Zimmermann mit Junkers 2 h 17 min 49 s
3. Centurioni mit Macchi 18 2 h 19 min 55 s
4. Vladimiro mit Macchi 18 2 h 24 min 26 s

Das Savoya-Flugboot hat 260 PS-Motor!

Flug um Tyrrhenischen Pokal: am 7. und 8. August. Von Neapel über Messina, Palermo, Capri zurück nach Neapel, Gesamtflugstrecke 2000 km, zwei Runden. Nach der Zeitung Il Mattino: vollendete Erprobung ernstlicher Navigation, erschwert durch schwieriges Anwassern auf dem Meere bei Nacht.

Zimmermann durchflog beide Runden in einer Gesamtzeit von 17 h 8 min 5 s, Eichler benötigte 30 min 50 s mehr. Von den übrigen Teilnehmern wurde das Rennen teils von vornherein, teils im Verlaufe aufgegeben, trotz stärkerer, mindestens 260 PS-Motoren. Die letzte Prüfung der geringsten Geschwindigkeit über eine abgesteckte Meile flog Zimmermann in 500 m Höhe mit den vorgeschriebenen 80 km/h und ist endgültig Sieger im Kampf um den ersten Tyrrhenischen Pokal.

Die italienische Fachzeitschrift Gazetta del'Aviazione hebt noch hervor, daß die Neapler Woche den Beweis erbracht habe, daß die deutschen Motoren die einzigen seien, die unter dem Gesichtspunkt der Wirtschaftlichkeit entworfen sind. N. D.

Der Luftverkehr Barcelona—Palma de Majorca wurde am 8. April ds. Js. durch die Majorca-Luftverkehrsgesellschaft aufgenommen. Befördert werden Postsendungen jeder Art mit Ausnahme von Wertsendungen oder eingeschriebenen Sendungen; ferner Pakete bis zum Höchstgewicht von 500 g. Der Flugzuschlag schließt die Eilbotenbestellung bei Tage und bei Nacht ein. (Exportateur Français, Paris, 15. 5. 22). **22/29. 15.**

Ein Freiballon-Wettbewerb um den Berardi-Preis (30000 L.) wird nächsten Sommer vom italienischen Aeroklub veranstaltet. Je nach den atmosphärischen Verhältnissen wird der Wettbewerb als Entfernungs- oder Dauerwettbewerb ausgetragen werden; er ist offen für Mitglieder der F.A.I. und für Freiballone zweiter und dritter Klasse vorbehalten. (Information, Paris, 7. 4. 22). **22/29. 16.**

Der Bankerott der S.A.I.A.M. (Società Anonima Imprese Aeree Milano) in Mailand und Flucht ihres Leiters, Luigi Mapelli (bekannt durch den Mapelli-Wettbewerb. D. Ber.), wird vom Secolo gemeldet. Die S.A.I.A.M., die seinerzeit viele Kriegsaufträge hatte, befaßte sich mit Flugzeugbau und Luftverkehr. Ihr Landflugplatz befindet sich in Arcore, kostspielige Seeflugstationen wurden bei Schirana am See Varese und bei San Remo angelegt. Hier wurden auch Vergnügungsflüge veranstaltet. Die Gesellschaft befand sich schon seit längerer Zeit in kritischer Lage und hatte den Verkehrsdienst bereits aufgegeben; das Flugpersonal, das von der Regierung eine Beihilfe erhielt, wurde jedoch in Übung erhalten. (Secolo, Mailand, 7. 6. 22). **22/29. 17.**

Kanada.

Der kanadische Luftfahrthaushalt für 1922:

Gehälter des Zivilpersonals (Luftamt)	75000 Doll.
Unvorhergesehene Ausgaben	25000 »
Luftstreitkräfte	825000 »
Zivilluftfahrt	700000 »
	1625000 Doll.

(Aeroplane, London, 26. 4. 22). **22/31. 6.**

Eine Erkennungsflagge für Seeflugstationen und für deren Boote ist in Kanada eingeführt worden. Sie besteht aus einer hellblauen Flagge mit dem Unionszeichen in der rechten oberen Ecke. Auf dem blauen Grunde befindet sich in der Mitte ein roter Schild mit weißer Kante und in diesem ein Albatros mit ausgebreiteten Schwingen über drei an einem Zweige sitzenden Ahornblättern. (Notice to Mariners, Kanada, Nr. 21/22.) **22/31. 7.**

Die Aufnahme forstwirtschaftlicher Waldkarten durch Flugzeuge wurde in Kanada ausgeführt. Die Forstfachleute hatten sich sehr für diese Art der Waldaufnahme interessiert, weil man außer einer geographischen Aufnahme der Waldgebiete auch eine Feststellung der Holzarten einschließlich ihrer Standorte und Ausdehnung wünschte. Im vorliegenden Falle handelte es sich um ein 102 Meilen von einer Flugstation entferntes Waldgebiet, in dessen Nähe sich einige Seen befanden, an deren Strand eine aus zwei Zelten bestehende provisorische Flugstation eingerichtet wurde und auf deren Oberfläche die verwendeten Curtiss-Flugboote an- und abwassern konnten. Das Personal bestand aus vier Personen, dem Führer, dem Photographen, dem Mechaniker und einem Flugzeugrüster, in etwa 13h wurden 140 Quadratmeilen aufgenommen; dabei wurde durchschnittlich in einer Höhe von 1,6 km geflogen. Besonders interessant war die Feststellung von Sturmverwüstungen, die in ihrer Ausdehnung durch Fußgängerwaldstreifen kaum entdeckt worden wären.

An der Hand der Lichtbilder ließen sich die verschiedenen Baumarten erkennen und ihre Menge für das Gesamtgebiet wie folgt errechnen:

Kiefern	35,7 vH
Nadelhölzer, gemischt mit Hartholz	56,1 »
Hartholzbestände	2,4 »
Heide	0,4 »
Zweiter Wuchs (junge Bestände)	0,7 »
Wasser	4,7 »

Die Sturmschäden bei allen Gruppen zusammen konnten auf etwa 2 vH berechnet werden. Der Berechnung wurden auf dem Boden angestellte Probeaufnahmen bestimmter Strecken zugrunde gelegt. (Aviation, New York, 8. 5. 22.) **22/31. 8.**

Kolumbien.

Betriebsergebnisse der deutsch-kolumbischen Luftfahrtgesellschaft. Auf den Strecken Barranquilla—Girardot—Neiva und Barranquilla—Cartagena in der Zeit von September bis Dezember 1921 (4 Monate):

Anzahl der Flüge	307
zurückgelegte Flugmeilen	34550
Post und Pakete in t	29⅓
Fluggäste	303

Unfälle kamen nicht vor. (Flight, London, 18. 5. 22.) **22/29. 29.**

Litauen.

Luftverkehr Riga—Reval (ab 29. August 1922).

Unternehmer: Deutsche Luft-Reederei in Betriebsgemeinschaft mit Sablatnig-Flugzeugbau.

Flugplan:

Mo. Mi. Fr.		Di. Do. Sbd.
3^{15} ↓	ab Riga an	↑ 12^{30}
5^{15} ↓	an Reval ab	↑ 10^{30}

Flugpreise:

Riga—Reval 3500 lettische Rubel,
Reval—Riga 4000 estische Mark **22/34. 3.**

Norwegen.

Das norwegische Marineflugwesen konnte kürzlich auf sein zehnjähriges Bestehen zurückblicken. Im Jahre 1912 wurde der norwegische Leutnant Dons zur Flugausbildung nach Deutschland geschickt, von wo er eine »Taube« mitbrachte. Die Anschaffungskosten dafür waren durch die Werbearbeit eines Ausschusses von privater Seite aufgebracht worden. Inzwischen war das Gannestadjordet in Borre zum Flugplatz hergerichtet und dort ein Zelt aufgestellt worden. Die deutsche Taube wurde im Jahre 1913 zum Seeflugzeug umgebaut, während gleichzeitig verschiedene andere Offiziere im Auslande zu Fliegern ausgebildet wurden. Bei Ausbruch des Krieges wurde eine besondere Fliegertruppe eingerichtet und der Unterseebootsabteilung unterstellt. Roald Amundsen, der zu Forschungszwecken ein Farmanflugzeug erstanden hatte, schenkte dieses bei Kriegsausbruch dem Staate. Es wurde nach der Marinestation Horten überführt, mit Schwimmern versehen und diente anfänglich Aufklärungs- und später Schulzwecken. 1915 wurden die ersten Marineflieger in Norwegen ausgebildet, und im Winter desselben Jahres begann man in Horten mit dem Flugzeugbau. Im Jahre 1916 wurden drei Flugzeuge fertig. In diesem Jahre erhielt die Marine-Fliegergruppe einen eigenen Chef, dem nunmehr die verschiedenen Abteilungen, die Flugzeugfabrik, Flugschule und Fliegerstationen unterstellt wurden. Im Jahre 1917 wurden kleine einsitzige Kampfflugzeuge für die Marine angekauft.

Die im Jahre 1916 gegründete Flugzeugfabrik erhielt einen eigenen Leiter, der ebenso wie später sein Nachfolger seine Ausbildung in Frankreich genossen hatte. Im Jahre 1917 wurde die Anlage durch leistungsfähige Tischlerwerkstätten, eine Rüsthalle und mechanische Werkstätten erweitert. Kleineren Reparaturen diente eine besondere Werkstatt in einem der Flugschuppen. Seit 1917 wurden etwa 30 neue Fahrzeuge gebaut und außerdem zahl-



I. Windkanalmessung am Fokker F II-Verkehrseindecker (zu 22/32. 14).

Anstell-winkel	Modellflugzeug bei rd. 19,5 m/s Windgeschwindigkeit[1]			Modellflugzeug bei rd. 27,5 m/s Windgeschwindigkeit[1]			Modellflügel bei rd. 19,5 m/s Windgeschwindigkeit			Modellflügel. bei rd. 27,5 m/s Windgeschwindigkeit		
Grad	C_a	C_w	$\frac{C_a}{C_w}$	C_a	C_w	$\frac{C_a}{C_w}$	C_a	C_w	$\frac{C_a}{C_w}$	C_a	C_w	$\frac{C_a}{C_w}$
— 8	— 13,1	11,7	— 1,12	— 13,9	11,4	— 1,22	— 4,9	6,4	— 0,76	— 5,3	6,2	— 0,86
— 6	+ 4,0	8,3	0,48	+ 3,8	8,0	0,48	+ 8,7	3,6	2,42	+ 8,8	3,4	2,62
— 4	+ 18,2	6,5	2,82	+ 18,4	6,2	3,04	+ 24,0	2,4	9,82	+ 24,7	2,2	11,34
— 2	36,9	6,3	5,88	38,5	5,9	6,53	40,7	2,4	17,07	42,0	2,2	19,22
0	51,4	6,6	7,77	53,0	6,3	8,35	55,2	3,0	18,25	56,9	3,0	18,94
+ 2	65,5	7,4	8,84	67,6	7,1	9,48	72,6	4,0	18,05	72,9	3,9	19,16
4	82,9	8,6	9,61	84,4	8,7	9,73	88,2	5,2	16,40	90,0	5,3	17,08
6	97,2	10,0	9,74	99,2	10,2	9,78	102,3	6,8	15,08	103,8	6,6	15,64
8	110,2	12,3	8,93	113,6	12,5	9,15	115,5	8,5	13,60	118,4	8,4	14,05
10	122,7	14,4	8,50	126,7	14,5	8,60	126,5	9,9	12,83	128,6	9,9	12,92
12	134,1	17,3	7,77	137,1	17,5	7,82	137,2	12,2	11,24	138,4	12,1	11,41
14	144,4	20,4	7,09	144,4	20,6	7,00	145,4	16,0	9,10	144,2	14,2	10,13
16	147,9	24,4	6,06	148,5	25,1	5,91	146,0	17,1	8,54	145,3	17,3	8,38
18	148,5	28,6	5,19	148,2	29,8	4,97	137,5	22,5	6,10	136,8	20,9	6,53
20	127,4	39,9	3,19	127,0	41,0	3,09	106,7	32,6	3,27	111,7	33,3	3,35

[1]) Höhenruder nicht verstellt.

eine Befestigung der den Flügel tragenden Stifte an der Flügelunterseite an zwei Modellflügeln. Die Befestigung an der Flügelunterseite ist wesentlich günstiger und scheint die Strömung weit weniger zu stören.

A 19. Windkanalmessung an einem Modell des Fokker F. II-Verkehrseindeckers. Modellmaßstab 1 : 20. Messung von Auftrieb und Widerstand zum Vergleich mit Versuchsflügen. Prüfung des Einflusses von Abänderungen (Füllstück auf dem Rumpf hinter dem Flügel; Füllstück vorn auf dem Rumpf, so daß der Flügel vorn unmittelbar auf dem Rumpf liegt). Höhenruderausschläge von — 4°, 0°, + 4° durchgemessen. Abänderungen ergeben im allgemeinen eine mit dem Anstellwinkel zunehmende Verbesserung. Flügel, Rumpf und Luftschraube aus poliertem Mahagoniholz, übrige Teile aus Kupfer. Alle Ruder verstellbar. Verspannung (nur im Fahrgestell) weggelassen. Flügel abnehmbar und für sich allein zu Vergleichszwecken durchgemessen. Windgeschwindigkeit 19,5 und 27,5 m/s. Beim Flügel allein Auftriebsbeiwert bei gleichem Anstellwinkel höher als beim Flugzeug. Widerstandsbeiwert in einem Bereich von $C_a = 20$ bis $C_a = 45$ um gleichen Betrag geändert. Kritischer Anstellwinkel beim Flügel rd. 16°, beim Flugzeug rd. 17°. Polare bricht dabei im ersten Falle jäh ab, während sie beim Flugzeug einen sehr flachen Übergang zeigt. Einfluß der Höhenruderverstellung auf die Luftkräfte sehr gering. Ein vorläufiger Vergleich der Windkanalmessungen mit Meßflügen (Gleitflüge) ergab gute Übereinstimmung. Einzelheiten über die vorläufig durchgeführten Meßflüge noch nicht veröffentlicht. (Wesentlichste Windkanalmeßergebnisse in der obenstehenden Zahlentafel I wiedergegeben. D. Ber.).

A 26. Untersuchung der Strömungsvorgänge um eine Strebe mit Tropfenquerschnitt. Strömungsbild für die Anbringung von Meßgeräten wesentlich. Messung der Windgeschwindigkeitsverteilung mit Pilotrohren um einen im Windkanal mit 28 m/s angeblasenen Stiel von 58 mm größter Dicke und 187 mm größter Länge ergab eine meßbare Störung bis auf 600 mm Abstand. Dieser Störungsbereich nimmt nach vorn schnell, nach hinten langsam ab.

II. Einfluß des Verdichtungsverhältnisses beim 185 PS-B. M. W. (Opel)-Motor auf den Brennstoffverbrauch (zu 22/32. 14).

Drehzahl Umdr./min	Verdichtungsverhältnis 1 : 6,55 g/PSh	Verdichtungsverhältnis 1 : 6,15 g/PSh	Verdichtungsverhältnis 1 : 5,96 g/PSh	Verdichtungsverhältnis 1 : 5,61 g/PSh
1400	184,3	190	200	206,5
1300	183,8	187,4	195,3	201
1200	174	188	192,5	199,5

A 10. Untersuchung von Staurohren. Windkanalmessungen an sieben Staurohren bei verschiedenen Anblasegeschwindigkeiten. Die Staurohre der N. P. L. und die von Fueß ergaben die gleichen Anzeigen und dürfen als Normalgeräte angesehen werden.

A 20. Fehlerbestimmung bei Schiefstellen von Flugzeugstaurohren. Windkanalmessung an drei Staurohren bei Neigungen bis zu 36° und zwei Anblasegeschwindigkeiten. Ein Staurohr englischer Bauart ergab dabei bis 36° Neigung eine Abweichung von weniger als 15 vH in der Anzeige.

A 24. Untersuchung einiger Windfahnen für einen sich in die Flugrichtung einstellenden Geschwindigkeitsmesser zeigte einen beiderseits ausgewölbten Fahnenquerschnitt als am vorteilhaftesten.

B 3. Versuche mit einem 185 PS-B. M. W. (Opel)-Sechszylinder-Motor.

III. Thermischer Wirkungsgrad von Benzin und Benzol beim 185 PS-B. M. W. (Opel)-Motor (zu 22/32. 14).

Drehzahl Umdr.-min.	Benzin Verbrauch WE/PSh	Benzol Verbrauch WE/PSh	Benzin Thermischer Wirkungsgrad vH	Benzol Thermischer Wirkungsgrad vH
1400	2010	1985	31,4	31,8
1300	1990	1940	31,75	32,55
1200	1950	1920	32,4	32,9

1. Einfluß der Düsenabmessungen auf Leistung und Brennstoffverbrauch. Düsenabmessungen konnten innerhalb sehr weiter Grenzen bei fehlerfreiem Laufen des Motors geändert werden; Leistung und Verbrauch änderten sich jedoch.

2. Einfluß geänderter Ventilstellung auf Leistung und Verbrauch unter Benutzung zweier Nockenwellen und Änderung von Schwinghebel und Ventilstellung.

3. Einfluß des Verdichtungsverhältnisses (1 : 6,55, 1 : 6,15, 1 : 5,96, 1 : 5,61). Der Brennstoffverbrauch nimmt mit abnehmendem Verdichtungsverhältnis zu, die Leistung ab (vgl. Zahlentafel II). Beim höchsten Verdichtungsverhältnis und Benzinbetrieb häufig Kerzenstörungen beobachtet.

4. Bestimmung der Motorleistung bei Verwendung von Benzin, Benzol und Benzin-Benzol-Gemischen (vgl. die Zahlentafeln III bis VII auf S. 258 und 259) unter Berücksichtigung der Untersuchungen von Ricardo, Tizard und Pye. Kühlwassertemperatur gleichbleibend mit 70° C Eintritt und 76° C Austritt. Der B. M. W.-Motor sollte zweckmäßigerweise nur mit Benzin-Benzol-Gemisch betrieben werden. (Eingehende Wiedergabe der Prüfergebnisse.)



IV. Versuchsergebnisse mit Benzin-Benzol-Gemischen am 185 PS-B. M. W. (Opel)-Motor (zu 22/32. 14).

Gemisch	Benzin	Benzol	spez. Gewicht	Gefrierpunkt	Berechneter Wärmewert	bei 1400 Umdr./min		bei 1300 Umdr./min		bei 1200 Umdr/min	
						Leistung	Brennstoffverbrauch	Leistung	Brennstoffverbrauch	Leistung	Brennstoffverbrauch
Nr.	vH	vH		°C.	WE/kg	PS	g/PSh	PS	g/PSh	PS	g/PSh
1	100	0	0,725	unter — 33°	10 450	200	192	189,5	190,5	181,6	186,3
2	80	20	0,756	unter — 33°	10 252	199,2	197	192,2	191	183,5	186,8
3	70	30	0,771	bei — 33° noch flüssig	10 153	198,3	200,5	191,9	195	180,7	191,1
4	60	40	0,787	— 33°	10 054	196,6	203,2	189,3	196,2	180	192
5	50	50	0,802	— 29°	9 955	201,9	195,6	191,8	191,1	180,5	191,3
6	40	60	0,818	— 28,5°	9 856	200,5	196,3	192,5	195,1	179,8	193,6
7	30	70	0,834	— 20°	9 757	200,6	198,5	188,5	198,8	179,4	194,6
8	20	80	0,849	— 15°	9 658	199,2	203	190,2	199	178,8	196
9	0	100	0,880	— 5°	9 460	199	209,5	189,4	204,6	180,3	202,5

V. Vergleich zwischen dem thermischen Wirkungsgrad von Benzin und Benzin-Benzol-Gemisch beim 185 PS-B. M. W. (Opel)-Motor (zu 22/32. 14).

Brennstoff	bei 1400 Umdr./min		bei 1300 Umdr./min		bei 1200 Umdr./min	
	WE/PSh	Thermischer Wirkungsgrad vH	WE/PSh	Thermischer Wirkungsgrad vH	WE/PSh	Thermischer Wirkungsgrad vH
100 vH Benzin	2005	31,4	1990	31,7	1950	32,4
50 vH Benzin +50 vH Benzol (Gemisch Nr. 5 in Zahlentafel IV).	1950	32,4	1910	33,05	1905	33,15

VI. Toluolwerte (zu 22/32. 14).

Brennstoff	Toluolwert
Toluol	+ 100
Benzol	+ 66
Xylol	+ 83
Aethylalkohol	+ 166
Azeton	+ 74
Tetrahydrobenzol	+ 70
Äthyläther	— 60

VII. Zusammenhang zwischen Toluolwert und höchstem Verdichtungsverhältnis (zu 22/32. 14).

Toluolwert	Größtes Verdichtungsverhältnis
0	1 : 4,85
10	1 : 5,20
20	1 : 5,57
30	1 : 5,94
40	1 : 6,32
50	1 : 6,67
60	1 : 7,05

M 17. A. Untersuchung über Dauerbeanspruchung von Duralumin. Zwei Sorten Duralumin, Marke 681 B und Z der Dürener Metallwerke wurden in Biegemaschinen auf Dauerbiegung beansprucht.

Zusammensetzung der Legierungen:		Z	681 B
Kupfer	vH	4,5	3,8
Mangan	vH	0,95	0,54
Eisen	vH	0,47	0,46
Magnesium	vH	0,51	0,45
Silizium	vH	0,2	0,42
Aluminium	vH	Rest	Rest

Unter Spannungsgrenze, bei der die Prüfstücke beider Legierungen nach bis zu 30 Mill. Beanspruchungen brachen, zu rd. 0,4 der Streckgrenze (Zahlentafel VIII) angenommen. Vergleichsversuche an weichem Flußstahl ergaben untere Spannungsgrenze von rd. 0,8 der Streckgrenze.

VIII. Zugfestigkeit zweier Duralumin-Legierungen (zu 22/32. 14).

Legierung	Zugfestigkeit kg/mm²	Streckgrenze kg/mm²	Dehnung auf eine Länge vom fünffachen Durchm. vH	Zusammenziehung vH
Legierung Z Härte I	45,8	34,4	14,6	33
	45,8	35,4	13,3	33
	43,4	32,7	14,0	28,5
	43,5	34,6	13,0	31,4
Legierung 681 B Härte I	50,0	42,5	15,0	33
	48,4	42,7	14,3	29,4
	49,6	44,0	13,5	37,5
	49,3	41,8	15,1	35
	49,6	42,7	17,4	33,9

M 40 A. Versuche über die Festigkeit von geschweißten Stahlrohrrümpfen. Untersuchung eines Fok C I-Rumpfes, insbesondere der geschweißten Verbindungen ergab eine genügend große Sicherheit autogen geschweißter Rohrteile. In der Nähe der Schweißstelle ist die Streckgrenze durch das Ausglühen erniedrigt. An diesen ausgeglühten Stellen fängt das Ausknicken und Verbiegen im allgemeinen zuerst an. (Eingehende Wiedergabe der Festigkeitsprüfungen.) W. **22/32. 14.**

Meßgeräte. Larson-Seilspannungsmesser (Larson-Tensiometer). — Aerial Age Weekly, Bd. 15, Nr. 14, 12. Juni 1922, S. 319/320 (2 Sp., 1 Lichtbild).

Das Seil, dessen Spannung bestimmt werden soll, wird um einen bestimmten Betrag abgebogen und dann der Druck des ausgebogenen Teiles gemessen. Gerät besteht aus einem Rahmen, in dem an zwei Punkten mit bestimmtem Abstand das Seil gelagert wird. Zwischen diesen Stützpunkten wird ein von Hand verstellbarer Hebel gegen das Seil gedrückt und biegt es um ein bestimmtes Festmaß, das an einem Anzeigegerät abgelesen werden kann, aus. Im ausbiegenden Hebelteil wird durch eine Dynamometerfeder, die eine Anzeigevorrichtung betätigt, der seitliche Druck des ausgebogenen Seiles bzw. unmittelbar die Seilspannung abgelesen. Fehler durch zusätzliche Seilspannung infolge des Ausbiegens und durch Starrheit des Seiles oder Drahtes. W. **22/31. 20.**

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Berlin W 35, Blumeshof 17 pt. Telephon: Lützow 6508.
Postscheckkonto: Berlin 228 44.

1. **Der nächste Sprechabend unserer Gesellschaft findet nicht, wie bereits mitgeteilt wurde, am 13. Oktober, sondern am 27. Oktober 1922, abends 7½ Uhr, im großen Saal des Flugverbandhauses, Berlin W 35, Blumeshof 17 II, statt: Prof. Dr. Schlink aus Darmstadt spricht über die Erfahrungen beim diesjährigen Rhön-Segelflug-Wettbewerb.**[1]) **Unsere Mitglieder erhalten zu dem Abend noch besondere Einladungen.**

2. Im Verlag von Richard Carl Schmidt & Co. ist ein neuer Band des »Handbuches für Flugzeugkunde« erschienen und zwar:

Aerodynamik von Dr. Fuchs und Prof. Hopf.

Der Preis des Bandes beträgt M. 1500.—.

Die vorher erschienenen Bände sind zu folgenden Preisen zu erhalten:

Dechamps & Kutzbach, »Prüfung, Wertung und Weiterentwicklung von Flugmotoren« . . . . M. 900.—,
Pülz »Kühlung und Kühler von Flugmotoren« . » 420.—,
Bennewitz »Flugzeuginstrumente« . . . . » 900.—,
Niemann »Funkentelegraphie im Flugzeuge« . . » 1200.—.

Die Mitglieder unserer Gesellschaft erhalten beim Bezuge durch unsere Geschäftsstelle auf vorstehende Preise 15 vH Rabatt.

3. Ebenso hat uns die Buchhandlung von K. F. Koehler in Leipzig eine **Kommissionssendung** des Werkes »Hoeppner, Deutschlands Krieg in der Luft« zur Verfügung gestellt. **Unsere Mitglieder werden gebeten, sich beim Ankauf dieses Buches zuerst an unsere Geschäftsstelle zu wenden.**

4. Die **Umlage für 1922** ist von verschiedenen Mitgliedern unserer Gesellschaft noch immer nicht bezahlt. Wir machen darauf aufmerksam, daß dieselbe **am 30. Sept. der Post zur Einziehung** übergeben wird und bitten, die Zahlung dann pünktlich zu leisten, damit uns keine weiteren Kosten entstehen. Die Nachnahme beträgt:

Für ordentliche Mitglieder . . . . M. 200.—,
» » » unter 30 Jahren » 50.—,
» außerordentliche Mitglieder . . . . . » 400.—.

Dazu kommen noch die Portounkosten.

5. Wie verschiedentlich bereits mitgeteilt wurde, ist beabsichtigt, **für die im Jahre 1921 erschienenen Beihefte der WGL eine Einbanddecke** beim Verlag Oldenbourg herzustellen. Da jedoch die Herstellung und somit auch der Preis von der Anzahl der Bestellungen abhängt, bitten wir um **umgehende** Mitteilung an unsere Geschäftsstelle, wer von unseren Mitgliedern die Absicht hat, eine solche Einbanddecke zu bestellen.

6. **Infolge der enormen Portounkosten der Geschäftsstelle teilen wir hierdurch unseren Mitgliedern mit, daß in Zukunft jeder Anfrage das Rückporto beizufügen ist. — Ebenso haben wir bereits auch in diesem Jahre die Mitgliedskarten nicht einzeln versandt, sondern, soweit irgend angängig, Massensendungen beigefügt. Da dies jedoch nicht mehr möglich ist (Mitgliedskarten werden nicht mehr als Drucksachen angesehen), werden von der Geschäftsstelle die Mitgliedskarten nur dann versandt, wenn dies besonders gewünscht und das Porto für die Zusendung beigefügt wird. Am zweckmäßigsten wird es sein, das Porto gleich dem Mitgliedsbeitrag beizufügen.**

Der Geschäftsführer:
Krupp.

[1]) Der Vortrag wird illustriert durch zahlreiche Lichtbilder und einen Film.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

ZFM ZFM

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

19. u. 20. Heft | **München, 30. Oktober 1922** | **13. Jahrgang**

INHALT:

„Rhön-Segelflug-Sonderheft"

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17**, zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel bis auf weiteres zum Preise von M. 70.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien (Fr. 25.—), England (sh. 12.—), Dänemark (Kr. 10.—), Frankreich (Fr. 25.—), Japan (Yen 3.—), Italien (Lire 35.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 7.—), Norwegen (Kr. 11.—), Schweden (Kr. 10.—), Spanien (Pes. 15.—), Schweiz (Fr. 14.—), V. St. A. (Doll. 3.—), Tschechoslovakische Republik (Kr. 46.—).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 6.— für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf M. 5.— für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand**, die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München.
Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

19. u. 20. Heft 30. Oktober 1922 13. Jahrgang

Begrüßungsansprache des Herrn Reichspräsidenten am 22. 9. 1922.

Empfang zu Ehren der Rhön-Segelflieger.

Meine Herren! Ich heiße Sie am heutigen Abend herzlich willkommen und begrüße ganz besonders die Herren hier, die im vergangenen Monat den Segelflug in der Rhön veranstaltet und an ihm aktiv teilgenommen haben. Der Rhönflug hat glänzende Erfolge der deutschen Segel-Gleitflieger hervorgebracht, welche die Aufmerksamkeit der ganzen Welt auf diesen neuen Zweig der Luftfahrt gelenkt haben. Diese Erfolge sind in erster Linie den Männern zu danken, die unter Einsatz ihrer Person als Pioniere auf diesem Gebiet den motorlosen Flug wagten und sich Schritt für Schritt zu höheren Leistungen vorwärtskämpften, bis sie die heute von der Welt bewunderten Rekorde aufstellten; sie sind aber auch mit zu verdanken den geistigen und technischen Kräften unserer Hochschulen und unserer Industrie, der finanziellen und moralischen Förderung aus allen Schichten des Volkes; es ist ein beachtenswertes Symptom, daß es neben den Versuchsstätten der technischen Hochschulen auch einem einfachen ostpreußischen Volksschullehrer gelungen ist, auf Grund eigener Erfindungskraft und eigener Energie mit dem einfachsten Mittel glänzende Ergebnisse zu erzielen. Ihnen allen gelten unsere Anerkennung, unser Dank und unsere Wünsche. Wie ich höre, ist es der verdienstvollen Initiative des Konsuls Kotzenberg nunmehr gelungen, in der neuen »Rhöngesellschaft« alle die zusammenzuschließen, welche die weitere Förderung und Entwicklung des Segelgleitflugs sich zur Aufgabe gemacht haben. Ich wünsche dieser Gesellschaft und ihren Zielen von Herzen reichen Erfolg und darf versichern, daß ihr mein und der Reichsregierung Interesse und Förderung nicht fehlen sollen. Dem frischen sportlichen Geist, der körperlichen Ertüchtigung, dem wagefrohen Unternehmungssinn wie der technisch-wissenschaftlichen Forscherarbeit ist hier ein neues Feld erschlossen, das große Möglichkeiten der Entwicklung in sich birgt. Möge der Erfolg für diese Arbeit nicht ausbleiben. Mit herzlichem Danke für alles, was hier bisher geleistet wurde, und mit meinen besten Wünschen für die Weiterarbeit heiße ich Sie hier herzlich willkommen.

Herr Diplomingenieur Hentzen, dem es beschieden war, in der Rhön den Weltrekord des Segelflugs zu schaffen, wird nun die Freundlichkeit haben, uns einiges über den Segelflug vorzutragen.

Der Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1922.

Von W. Schlink, Darmstadt.

Angeregt durch die »Ila« in Frankfurt a. M. (1909) und die Flüge August Eulers bauten Darmstädter Schüler Gleitflugzeuge und machten von einem Hügel herab Gleitflugversuche. Allmählich gelangen ihnen erfreuliche Flüge, und so erstrebten sie ein größeres Tätigkeitsfeld. Nach langem Suchen erschien ihnen die Wasserkuppe als das geeignetste Gelände, und im Jahre 1912 führte dort der Primaner Gutermuth einen Flug von über 800 m mit fast 2 Minuten Dauer aus. Durch den Krieg wurden die Versuche unterbrochen, Gutermuth, Pfannmüller und Eugen von Lößl fielen im Fliegerkampfe!

Nach dem Kriege gab nun Ursinus in Frankfurt die Anregung, in der Rhön Segelflugwettbewerbe zu veranstalten, und setzte sich tatkräftig dafür ein. Der Gedanke wurde von den maßgebenden Vereinen dankbar aufgegriffen, und so entstand im Jahre 1920 der erste Rhön-Segelflug-Wettbewerb, der nur bescheidene Ergebnisse zeitigte! Ganz anders waren schon die Erfolge im vorigen Jahre[1]), aber glanzvoll diejenigen in diesem Jahre!

Die weitesten Kreise, Laien sowohl wie Fachleute, waren aufs höchste überrascht über die Ergebnisse des letzten Rhön-Wettbewerbs, und besonders die in der Rhön Anwesenden waren überwältigt von dem dort Erlebten. Die Leistungen überboten sich in wundervoller Steigerung: zunächst die schönen, aber kurzen Flüge des Dresdener Doppeldeckers und des Stuttgarter Eindeckers, dann am 17. August der erste wirkliche Segelflug von Botsch auf der Darmstädter »Edith«, am 18. der Einstundenflug Martens auf dem Hannoverschen »Vampyr«, am 19. der Zweistundenflug von Hentzen mit glänzendem Überlandflug, am 24. der Sturmflug Botschs, die Höhenflüge Hentzens und Hackmacks (auf »Geheimrat«) und der Dreistundenflug Hentzens! Nun, wo diese reizvollen Rhöntage vorüber sind, tritt an den objektiven Beurteiler die Frage heran: was bedeuten diese Leistungen? Wie weit sind sie durch den Bau der Flugzeuge oder die Überlegenheit der Führer zu erklären? Warum haben gerade die Hannoverschen und Darmstädter Apparate so ausgezeichnete Ergebnisse erzielt? Was ist grundsätzlich Neues in der Rhön hervorgetreten, und welche Aussichten eröffnen uns die diesjährigen Rhönflüge?

[1]) Vgl. Hoff, Bericht über den Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1921. Jahrbuch der WGL 1921.

Gemeldet waren ursprünglich 53 Flugzeuge, darunter 50 von deutschen Besitzern und 2 von Fokker in Amsterdam. Auf der Rhön erschienen waren nur 45 Apparate. Von diesen waren am offiziellen Meldeschluß 6 noch nicht fertiggestellt, so daß im ganzen 39 Flugzeuge von dem Technischen Ausschuß geprüft werden mußten. Diese Nachprüfungen, die bereits 2 Tage vor Beginn des Wettbewerbes einsetzten, erforderten sorgfältiges Arbeiten des Ausschusses und viel Zeitaufwand, da nur die wenigsten Flugzeuge der Vorschrift der Ausschreibung entsprechend am Bauorte selbst von einem durch die »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt« anerkannten Prüfer geprüft und für einwandsfrei befunden worden waren, und so die Mitglieder des Ausschusses selbst alle Einzelheiten besichtigen und eine Durchrechnung vornehmen mußten. Diese Arbeiten waren um so erschwerter, als der Technische Ausschuß keinen ruhigen Raum zur Verfügung hatte und manchmal noch in den Abendstunden bei kümmerlicher Beleuchtung tätig sein mußte, um den berechtigten Wünschen der Flieger nachzukommen. Ohne irgendeine Beanstandung konnten nur zugelassen werden: die beiden Hannoverschen, Darmstädter und Dresdener Flugzeuge, sowie das Münchener, Stuttgarter, Berliner und die Maschinen von Lößls und Klemperers, ferner diejenigen von Harth-Messerschmitt und des Rhönsegelflugvereines Gersfeld. Bei den übrigen waren Beanstandungen ausgesprochen worden, die mancherlei Verstärkungen, Verbesserungen und kleine Änderungen verlangten, die zum Teil aerodynamischer Natur waren (Veränderungen von Flossen und Rudern), zum Teil statischer Natur (Verstärkungen und Verbesserungen). Daß gerade die Flugzeuge der Akademischen Fliegergruppen sich so gut durchdacht und durchkonstruiert erwiesen, ist naturgemäß kein Zufall; es ist ein Beweis dafür, daß bei dem jetzigen Stande des Segelflugwesens die Konstrukteure ohne fachtechnische Vorbildung stark in den Hintergrund geraten.

Von den durch den Technischen Ausschuß geprüften 39 Flugzeugen wurden im ganzen 32 zu den vorgeschriebenen Abnahmeflügen zugelassen. Von diesen erledigten dann 19 diese Flüge, und zwar 6 als Gleitflugzeuge (Bedingung: ein Flug von mindestens 30 s Dauer oder 300 m Länge) und 13 als Segelflugzeuge (Bedingung: ein Flug von mindestens 60 s Dauer oder 600 m Länge und einer Sinkgeschwindigkeit von höchstens 1,5 m/s). Die zugelassenen Flugzeuge sind in folgender Zahlentafel zusammengestellt:



Zahlentafel 1.

Melde-nummer	Eigentümer des Flugzeugs	Art des Flugzeugs	Hersteller	Zulassungs-kenn-zeichen	Führer	Bemerkung betr. Steuerung
			I. Zugelassene Gleitflugzeuge.			
14	Weltensegler, Baden-Baden	»Frohe Welt«, Doppeldecker	Segelflugzeugwerke Baden-Baden	a	Stamer	—
15	Pelzner, Nürnberg	Doppeldecker, Hängegleiter	Pelzner-Nürnberg	f	Pelzner	Steuerung durch Körperverlegung
13	Weltensegler, Baden-Baden	»Roland-Festung«, Eindecker	Segelflugzeugwerke Baden-Baden	g	Stamer	—
48	Rhön-Segelflugverein Gersfeld	Doppeldecker	Leitung: Student	q	Student	—
43	Kempf-Heddernheim	Doppeldecker, Hängegleiter	Kempf-Heddernheim	s	Pelzner	Steuerung durch Körperverlegung
49	Flugwissensch. Vereinigung, T. H. Aachen	Schul-Doppeldecker	Flugwissensch. Vereinigung, T. H. Aachen	t	Verschiedene Studierende	—
			II. Zugelassene Segelflugzeuge.			
10	Wolfram Hirth, Bischofsheim	Harth-Messerschmitt, S. 10	Harth-Messerschmitt, Bischofsheim	B	Harth	Flügel-verdrehung
12	Wolfram Hirth, Bischofsheim	Harth-Messerschmitt, S. 12	Harth-Messerschmitt	C	Hirth	»
26	Schatzky, Bischofsheim	Harth-Messerschmitt, S. 12	Harth-Messerschmitt	D	Harth	»
28	Flugtechnische Vereinigung, Dresden	Doppeldecker	Flugtechn. Vereinigung, Dresden	E	Muttray, Seifferth, Spieß	—
17	Akademische Fliegergruppe, T. H. Darmstadt	Schulmaschine, Hochdecker, Edith	Akadem. Fliegergruppe, T. H. Darmstadt	H	Hübner, Botsch, Thomas	—
24	Flugtechnische Vereinigung, Stuttgart	Eindecker	Flugtechn. Vereinigung, Stuttgart	J	Brenner	—
50	Flugwissensch. Vereinigung, T. H. Aachen	v. Lößl, Hochdecker	Flugwiss. Vereinigung, T. H. Aachen	K	Koller	Flügel-verdrehung
6	Flugwiss. Gruppe des Hann. Ver. für Flugwesen	»Vampyr«, Hochdecker	Hann. Waggonfabrik	L	Martens, Heutzen	—
40	Aeroklub Deutschland	Harth-Messerschmitt, S. 10	Schütte-Lanz	M	Freihr. v. Freyberg	Flügel-verdrehung
7	Flugwiss. Gruppe des Hann. Ver. f. Flugwesen	»Greif«, Hochdecker	Hann. Waggonfabrik	N	Martens	—
36	Ostpreuß. Verein für Luftfahrt	Harth-Messerschmitt, S. 10	Harth-Messerschmitt	O	Harth	Flügel-verdrehung
3	Espenlaub	Hochdecker	Espenlaub	P	Schrenk	—
18	Akademische Fliegergruppe, T. H. Darmstadt	Hochdecker Geheimrat	Bahnbedarf A.-G. Darmstadt	R	Hackmack, Botsch	Flügel-verdrehung

Unter den Flugzeugen, die die Bedingungen des Abnahmefluges nicht erfüllten, da sie Beschädigungen erlitten, fanden sich leider auch die »Ente« von Klemperer (Aachener Studiengesellschaft für Segelflug), der Eindecker der Flugtechnischen Vereinigung Dresden, derjenige des Bayerischen Fliegerklubs in München (Finsterwalder) und der schwanzlose Eindecker der Flugwissenschaftlichen Vereinigung der Berliner Technischen Hochschule; 4 interessante Flugzeuge, über die noch weiter unten zu sprechen sein wird.

Von den 6 zugelassenen Gleitflugzeugen waren nur 2 durch Körperverlegung gesteuert worden, die übrigen durch Ruderlegung. Von den beiden ersteren führte das Pelznersche Flugzeug recht schöne, erfolgreiche Flüge aus. Die übrigen erschienenen Hängegleiter (Kempf-Heddernheim, Rebmann-Frankfurt und Dr. Sultan-Berlin) traten gegen Pelzner wesentlich zurück.

Die Konstrukteure der Flugzeuge suchten zum Teil die Erfolge durch möglichst geringe Flächenbelastung zu erreichen, zum Teil durch möglichst geringen Luftwiderstand. Als wichtigster Vertreter der letzteren Gattung kann der »Vampyr« gelten, der sehr wenig Luftwiderstand, aber eine Flächenbelastung von 12 kg/m² aufweist; als extremer Vertreter der ersten Gattung ist der große Doppeldecker von Fokker zu nennen, der nur eine Flächenbelastung von 4,6 kg/m² (ohne Passagier) zeigte, während bezüglich Verkleinerung des Luftwiderstandes in mancher Beziehung Verbesserungen möglich gewesen wären. Wie sehr verschieden die Flugzeuge bezüglich ihrer Flächenbelastung waren, zeigt folgende Zusammenstellung der wichtigsten und interessantesten Maschinen (S. 263), die zugleich noch einige andere Angaben über den Bau der Apparate enthält.

Man ersieht aus der Zusammenstellung, daß verschiedene Flugzeuge besonders leicht gebaut sind; solche Flugzeuge dürften für größere Flüge bei starkem Wind nicht geeignet sein.

Beim Vergleich der verschiedenen Flugzeuge fiel dem Fachmanne sofort auf, wie sehr der »Vampyr« des vorigen Jahres Schule gemacht hat: bei einer Reihe von Hochdeckern, wie Darmstadt, Dresden u. a., ist sein Einfluß nicht zu verkennen, sowohl der äußeren Form nach, wie auch in der festen und steifen Durchbildung, die für das Fliegen Vorteile darbietet. Anderseits ist bemerkenswert, daß die Flügelsteuerung, die voriges Jahr Finsterwalder und von Lößl gebracht haben, dieses Jahr bei einer größeren Anzahl von Apparaten Verwendung fand: bei der neuen von Lößl-Maschine, dann derjenigen von Finsterwalder, dem Darmstädter »Geheimrat«, dem Dresdener Eindecker und den Apparaten von Harth-Messerschmitt, die schon seit Jahren mit Flügelsteuerung versehen waren. Die fliegerischen Vorteile dieser Steuerungsart sind einleuchtend: sie wirkt unmittelbar und deshalb rascher als wie diejenige durch Höhenruder, die indirekt die Flugbahnänderung bewirkt. Allerdings konnte unter letzteren Flugzeugen nur der Darmstädter »Geheimrat« besondere Leistungen aufweisen, die an die Glanzleistungen des »Vampyrs« nahe herankamen. Diese beiden Flugzeuge sind nach den Ergebnissen des diesjährigen Wettbewerbs unbedingt als die besten zu bezeichnen; auf das Gemeinsame und das Verschiedene, das sie aufweisen, möge zunächst eingegangen werden.

Der »Vampyr« (Abb. 1 u. 2) hat gegenüber der vorjährigen Hannoverschen Maschine, die durch frühere Veröffentlichungen (vgl. z. B. ZFM 1921) genügend bekannt ist, nur wenig Änderungen aufzuweisen. Die Flügel laufen nicht mehr nach außen hin schmäler zu, sondern haben fast eine rechteckige Gestalt, etwas nach hinten gezogen, und die Quersteuerung wird nicht mehr durch Verwindungsklappen, sondern durch Flügelverwindung betätigt, eine Änderung, die m. E. eine wesent-

Zahlentafel 2.

Bezeichnung des Flugzeugs	Flügel: Zahl	Spannweite m	Tiefe m	Inhalt m²	Grundrißform	Profil	Verspannung	Länge des Flugzeugs m	Gewicht in kg von: Flügel	Rumpf	Steuer und Sonstiges	Leergewicht	Fluggewicht	Flächenbelastung kg/m²	Art der Höhensteuerung	Art der Quersteuerung	Größe von: Höhenflosse m²	Höhenruder m²	Seitenflosse m²	Seitenruder m²	Entfernung des Schwerpunktes vom Druckpunkt des Seitenruders
»Vampyr«, Hannover	1 Hochdecker	12,6	1,45	16,0	rechteckig	vorn gewölbt, unten Wölbung; größte Stärke rd. 25 cm. — Gleiches Profil	fast freitragend	5,20	75	25	20	120	195	12,0	gewöhnliche	Flächenverwindung	—	1,88	0,66	0,48	3,3
»Greif«, Hannover	1 Hochdecker	11,6	1,80 1,00	15,0	trapezförmig	vorn gewölbt, unten schwache Wölbung; starkes Profil (28 cm). — Veränderlich	freitragend	5,20	34	46	6,4	86,4	160	10,6	gewöhnliche	Flächenverwindung	—	1,88	0,59	0,45	3,1
»Edith«, Darmstadt	1 Hochdecker	12,6	1,35	15,0	rechteckig	vorn kräftig gewölbt; unten geringe Wölbung; etwa 17 cm stark. — Gleiches Profil	beiderseits abgestrebt	5,10	44	26	20	90	160	10,7	gewöhnliche	Verwindungsklappen	2,20	1,60	0,45	0,40	2,8
»Geheimrat«, Darmstadt	1 Hochdecker	12,1	1,40 0,70	14,3	rechteckig im mittleren Teil, außen trapezförmig	vorn gewölbt, ziemlich scharf; unten schwache Wölbung; 24 cm stark. — Im mittleren Teil gleiches Profil	freitragend	5,45	43	28	19	90	160	11,6	Flügelsteuerung	Verwindungsklappen	1,4	—	0,47	0,53	3,4
Doppeldeck., Dresden	2	9,0	1,45 oben 1,20 unten	18,7	rechteckig	vorn große Wölbung, unten geringe Wölbung; 16 cm stark. — Gleiches Profil	—	4,60	31	30	9,6	71	140	7,5	gewöhnliche	Flächenverwindung	1,70	1,04	0,45	0,60	2,9
Eindecker, Stuttgart	1	11,6	1,40 mittel	16,0	etwas trapezartig zulaufend	vorn kräftige Ahrundung, unten gewölbt; 20 cm stark. — Veränderliches Profil	freitragend	5,80	36,5	25	8,7	70,2	130	8,1	gewöhnliche	Verwindungsklappen	—	2,10	0,65	0,55	3,8
Espenlaub	1	17,0	1,0	17,0	trapezförmig	kräftiges Profil mit unterer Wölbung	freitragend	—	75	35		110	170	10,0	gewöhnliche	Verwindungsklappen	—	—	—	—	—
Harth-Messerschmitt	1 Hochdecker	15,0	—	—	fast rechteckig	ziemlich kräftiges Profil mit unterer Wölbung	verspannt	—	—	—	—	70	140	—	Flügelsteuerung	Flügelverdrehung	—	—	—	—	—
Schulz, Ostpreußen	1 Hochdecker	12,5	1,60	16,0 ohne Klappen	rechteckig	vorn fast spitz; unten sehr starke Gegenwölbung	verspannt	4,50	31	9	7,3	47,3	122	7,6	gewöhnliche	Endklappen am Flügel	1,10	0,90	Endklappe je 1,2 m²		—
v. Lößl, Aachen	1 Hochdecker	10,8	1,40	15,0	rechteckig, an den Enden dreieckig	vorn gewölbt, unten kräftige Gegenwölbung; etwa 24 cm stark. — Gleiches Profil	verspannt	5,00	35	12	8	55	120	8,0	Flügelsteuerung	Flügelverdrehung	2,50	—	—	0,3	3,3
Finsterwalder, München	1 Hochdecker	12,5	1,25	15,0	mittl. Teil rechteckig, äußere Enden schwach trapezartig	vorn stark gewölbt, unt. schwache Wölbung; 20 cm stark. — Im mittleren Teil gleiches Profil	fast freitragend	3,80	36,6	20	4	60,6	125	8,1	Flügelsteuerung	Verdrehung der Flügelhände	1,44	—	—	0,54	2,3
Eindecker, Dresden	1 Hochdecker	12,6	1,55	15,5	rechteckig, an den Enden halbelliptisch	vorn kräftig gewölbt, unten ziemlich starke Wölbung; 20 cm stark. — Veränderliches Profil nach den Enden	abgestrebt	4,80	40	25,2	13,5	89	155	10	Flügelsteuerung	Flügelverdrehung	1,90	—	0,66	0,55	3,0
Schwanzloser Eindecker, Berlin	1	15,2	1,50 2,26 am Ende	20,0	nach hinten ausladende Flügel	vorn nicht sehr stark, unten fast eben; 18 cm stark. — Veränderliches Profil	abgestrebt	4,59	44	39	21	100	170	8,5	Klappen an Flügelenden	Klappen am Flügelende	—	2,28	—	0,65	2,5
Ente, Klemperer	1	12,0	1,80 1,30	22,0	mitten rechteckig, außen trapezähnlich	vorn kräftig gewölbt, unten schwache Wölbung; 38 cm stark. — Veränderliches Profil.	freitragend	6,00	38	50	6,5	94,5	160	7,3	vorn liegend. Ruder, dient zugleich für Seitensteuer	Verwindungsklappen	—	3,90	0,42	—	4,3
Zweisitzer Fokker	2	12,0	1,50	18,0	rechteckig	vorne spitz, unten gewölbt; etwa 16 cm stark. — Gleiches Profil.	—	6,50	67	11	15	93,0	163	4,5	gewöhnliche	Flächenverwindung	—	2,00	—	1,2	3,6

Die Stärkezahlen sind nur angenäherte Größtwerte.

Diese Zahlen sind nur angenähert.



liche Verbesserung darstellt. Die Durchbildung der Verwindungskonstruktion ist sehr geschickt. Aus praktischen Gründen besteht der Flügel aus 3 Teilen, einem mittleren Baldachinstück und 2 angesetzten Enden; soweit die Flügel-

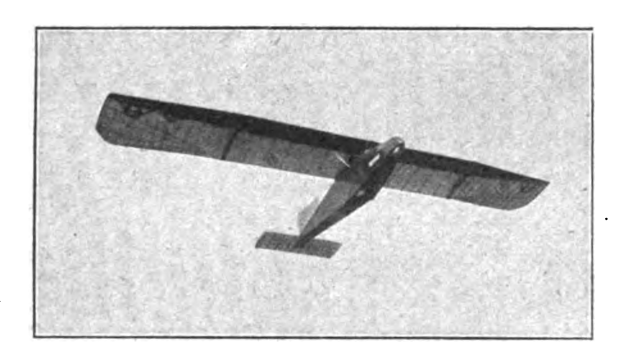


Abb. 1. Der Hannoversche »Vampyr« im Fluge.

enden verwunden werden, ist ein Cellon-Anstrich unterblieben. Die Flügel sind einholmig und nur dicht am Rumpfe abgestrebt, im übrigen freitragend. Das Mittelstück besitzt gleichbleibendes Profil, in den angesetzten Flügelenden nimmt die Dicke des Profils ab, und der Anstellwinkel verringert sich. Die Vorzüge des Apparates liegen in dem guten Profil, das von Madelung angegeben war, der wohl überhaupt als der Vater der Konstruktion angesehen werden darf, dem günstigen Seitenverhältnis, der geschickten, den Luftwiderstand mög-

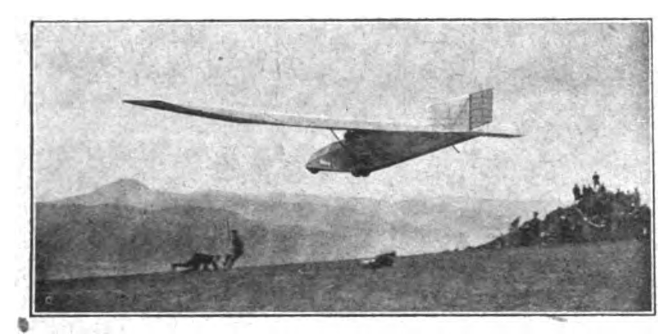


Abb. 2. Der »Vampyr«, von neben gesehen.

lichst unterdrückenden Bauweise, der festen Konstruktion und der neuen Verwindungsanordnung. Die Flüge, die die Maschine unter Führung von Martens und Hentzen ausführte, waren einzigartig. Sie wußten die Aufwinde in ausgiebigster Weise auszunutzen und konnten die Gefahr des Abtreibens immer wieder überwinden. Gerade hierin war der »Vampyr« allen Flugzeugen ganz erheblich überlegen. Bei seinen glänzenden Flügen hatte der Beobachter wirklich das Gefühl des Segelns und erkannte, daß der Eindecker fest in der Hand

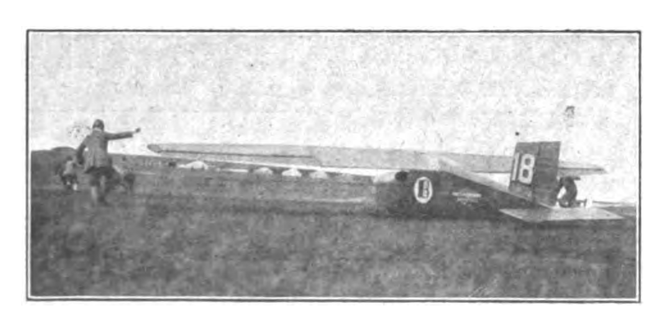


Abb. 3. Der Darmstädter »Geheimrat«.

des Führers war. Diese Flüge werden für jeden Beschauer ein unauslöschlicher Eindruck bleiben.

Im Gegensatz zum »Vampyr« hatte der Darmstädter »Geheimrat« — der in dankenswerter Weise nach Entwürfen Darmstädter Studierender von der Firma Bahnbedarf, A.-G. in Darmstadt, kostenlos hergestellt worden — keine sehr günstige Tragflügelform; die Enden der Flügel wiesen Trapezgestalt (Abb. 3 und 4) auf, in denen die Verwindungsklappen lagen, die infolgedessen weniger gut wirken konnten. Der Flügel besteht wie beim »Vampyr« aus drei Teilen; das einholmige Mittelstück von 6 m Länge zeigt rechteckige Gestalt und ist freitragend angeordnet, die beiden äußeren Teile von je 2,75 m Länge haben Tiefen von 1,4 m (nach dem Rumpfe zu) und 0,67 m (am äußeren Ende). Während der mittlere Teil gleiches Profil aufweist, nimmt dies in den beiden äußeren Teilen ab. Die Höhensteuerung erfolgt durch den Flügel, der nur auf seiner ganzen Länge verdreht werden kann, so daß gegenläufige Verdrehung ausgeschlossen ist. Die Quersteuerung geschieht durch Verwindungsklappen. Als besonders bedeutungsvoll ist bei dem Flugzeug hervorzuheben, daß die Höhenflosse verstellbar angeordnet ist. In sehr geschickter Weise endigt die von der Flosse nach dem Führersitz geleitete Drahtführung dort in einer Art Gashebel, mittels dessen auch im Fluge der Anstellwinkel der Höhenflosse verändert werden kann, aber so, daß sie mechanisch in der gewünschten Lage festgehalten wird. Diese Höhenflosse hat eine Größe von etwa 1,4 m². Hinter einer Seitenflosse befindet sich das 0,53 m² große Seitenruder, dessen Druckmittelpunkt vom Schwerpunkt des Apparates eine Entfernung von ungefähr 3,4 m besitzt. Mit Rücksicht auf die nicht günstigen Verwindungsklappen dürfte das Seitenruder etwas klein sein. Die Steuerzüge für die 3 Arten von Steuerungen liegen, wie bei fast sämtlichen erschienenen Flugzeugen, alle im Innern der Maschine. Der Rumpf ist über 5 m lang, hat rechteckigen Querschnitt und tropfenförmiges Längsprofil. Unter ihm liegen zwei Kufen; der Raum zwischen ihnen und

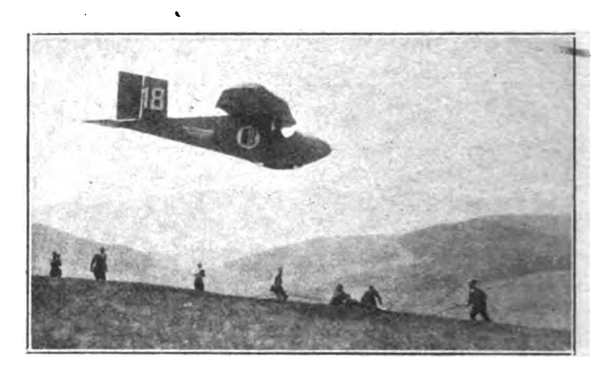


Abb. 4. Der »Geheimrat« im Fluge, von neben gesehen.

dem Rumpf ist durch ein Luftpolster ausgefüllt, das mit Duralblech verkleidet ist. Diese Art des Landegestelles hat sich sehr gut bewährt und war auch für den Anlauf zweckmäßig.

Trotz der ungünstigeren Tragflügelform bzw. Verwindung und der nicht ganz zweckmäßigen Rumpfgestalt waren die Leistungen dieses Segelflugzeuges glänzende, und es ist anzunehmen, daß nach Behebung der verschiedenen hervorgetretenen Mängel die Maschine noch wesentlich bessere Ergebnisse zeitigen wird. Dem Hannoverschen »Greif« ist sie sehr überlegen, kommt aber dem »Vampyr« nicht gleich; insbesondere scheint letzterer unter gleichen Verhältnissen größere Höhen gewinnen zu können und fester in der Flugbahn zu liegen. Dieses dürfte wohl dem besseren Flächenverhältnis und der günstigeren Quersteuerung zuzuschreiben sein. Diese Überlegenheit des »Vampyrs« konnte vorzüglich am letzten Tage des Wettbewerbes beobachtet werden (24. August), als beide Flugzeuge den Höhenflug von über 300 m über der Abflugstelle machten, wobei der »Vampyr« um etwa 16 m über dem »Geheimrat« blieb. Allerdings war ersteres Flugzeug etwa 20 min früher abgeflogen, und es ist nicht ausgeschlossen, daß der abflauende Wind dem »Geheimrat« einen Nachteil brachte, jedoch ist dies kaum anzunehmen. Vermutlich war bei den vorliegenden Windverhältnissen dieser Maschine eine geringere Höchstgrenze im Höhenflug zugemessen als dem »Vampyr«. Anderseits hatte man die Empfindung, daß innerhalb seiner Grenzen zunächst der »Geheimrat« eine bessere Steigfähigkeit wie der »Vampyr« habe; besonders auffallend trat dies hervor, als der Darmstädter Hackmack nach einem dreiviertelstündigen Fluge bis fast auf die Kuppe herunterging und dann wieder über 300 m stieg. Hier hatte man die Emp-

findung, daß die Flügelsteuerung der gewöhnlichen Höhensteuerung überlegen war. Von der verstellbaren Höhenflosse machte Hackmack keinen Gebrauch; hätte er dieses getan, so hätte er vielleicht den Aufwind noch besser ausnützen können.

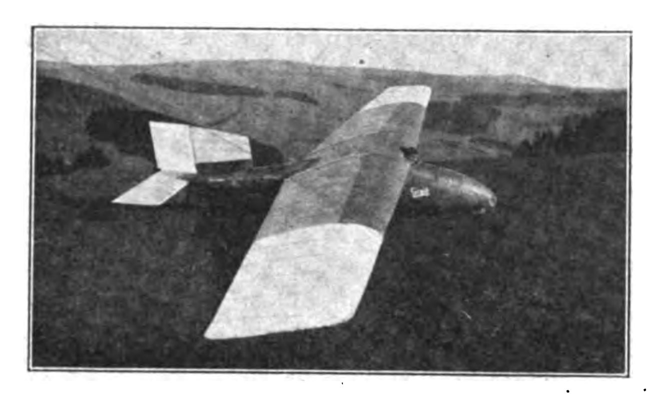


Abb. 5. Der Hannoversche »Greif«.

Gegenüber den erwähnten Flugzeugen traten die andern erheblich zurück. Am auffallendsten ist es vielleicht, daß das neue Hannoversche Flugzeug »Greif« (Abb. 5 u. 6) gegenüber dem alten »Vampyr« sehr abfiel, obwohl die Hannoveraner schon voriges Jahr ausgezeichnete Ergebnisse erzielt und tüchtige Konstrukteure haben, die unter Anleitung von Prof. Proell Bestes leisten und deren Entwürfe von der Hannoverschen Waggonfabrik einwandfrei ausgeführt werden. Man sieht daran, wie sehr man augenblicklich bei dem Segelflugzeugbau noch auf das wissenschaftlich-technische Tasten angewiesen ist. Im äußeren Bau, d. i. Flächen- und Rumpfform und Lage der beiden zueinander, hat der »Greif« viel Übereinstimmendes mit dem »Vampyr«, jedoch ist es gelungen, das Gewicht um etwa 30 kg zu verringern. Der Rumpf, der auch ganz mit Sperrholz verkleidet ist, hat ellipsenförmigen Querschnitt, während der des »Vampyrs« rechteckig ist, und weist wohl noch einen geringeren Luftwiderstand als letzterer auf; der Führer sitzt sehr tief im Rumpf. Der Flügel besteht wiederum aus drei Teilen, einem mittleren Baldachinstück von 1,3 m Länge und zwei Anschlußteilen von 5,15 m Länge, die aber nun trapezförmige Gestalt haben mit einer Tiefe von 1,8 bzw. 1,00 m. Das Mittelstück ist mit den Hauptspanten des Rumpfes starr verbunden; der Übergang der hinteren Flügelenden an den Rumpf ist kielartig ausgebildet, um günstigeren Luftabfluß zu erreichen. Das Profil des Flügels ist an dem Rumpf wesentlich stärker und verjüngt sich nach außen. Er weist nur einen Holm auf, und sein vorderes Drittel ist, zwecks Gewinnung einer größeren Steifigkeit und günstigerer Luftverhältnisse, mit Sperrholz verkleidet, abgesehen von den äußeren Flügelenden, durch deren Verwindung die Quersteue-

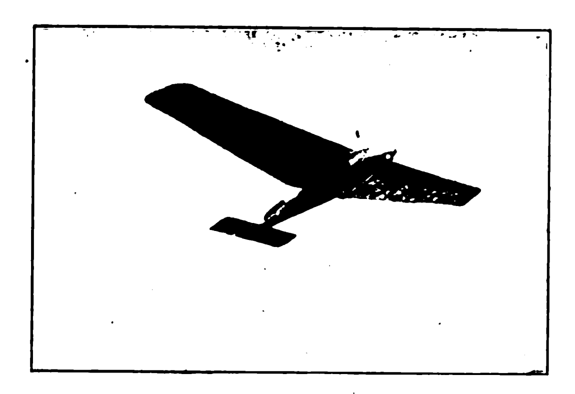


Abb. 6. Der »Greif«, von unten gesehen.

rung betätigt wird. Statt der Kufen sind, wie beim »Vampyr«, um eine Achse drehbare Rollbälle (nun zwei) angeordnet, die etwas über die Unterkante des Rumpfes hervorragen. Das Höhenruder ist 1,9 m² groß, das Seitenruder 0,45 m²; die Entfernung seines Druckmittelpunktes vom Schwerpunkt beträgt ungefähr 3 m. Das Leitwerk war so eingerichtet, daß statt der Seitenflosse und des Seitenruders auch ein freies Seitenruder angeordnet werden konnte. Dieses Flugzeug konnte gegen Seitenwinde und Drehböen viel schwerer aufkommen, als wie der »Vampyr«. Seine Unterlegenheit dürfte einerseits in der schlech-

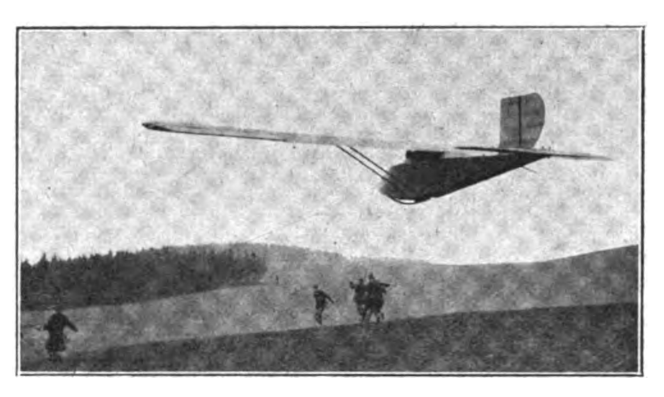


Abb. 7. Die Darmstädter »Edith« nach dem Start.

teren Form der Tragfläche liegen, vor allem aber dem zu tiefen Sitze des Führers, wodurch er die Lufteinflüsse schlecht fühlen kann; außerdem scheint das Seitenruder eine etwas geringere Entfernung vom Schwerpunkt zu besitzen. Ohne

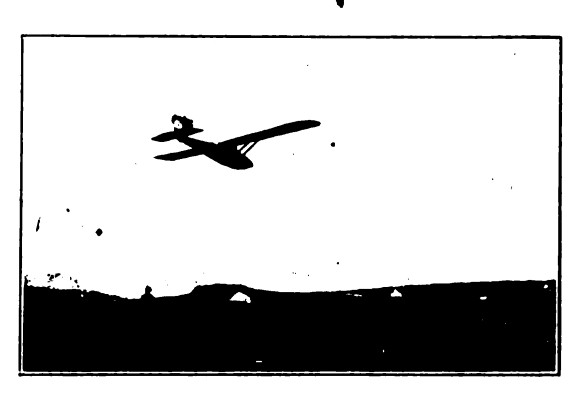


Abb. 8. Die »Edith« im Fluge.

Seitenflosse ist m. W. der Apparat, trotz der Möglichkeit des Auswechselns, nicht geflogen.

Die größten Entfernungen wurden zurückgelegt mit dem »Vampyr« (10 km, Führer Hentzen), dem »Geheimrat« (4,7 km,

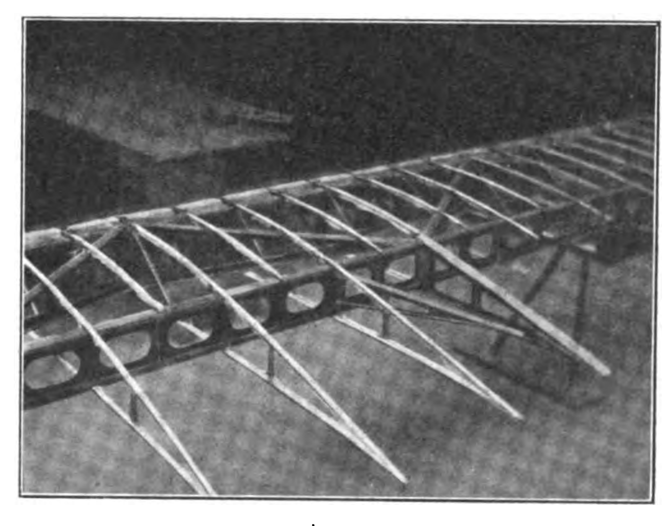


Abb. 9. Flügelgerippe der »Edith«.

Führer Hackmack) und dem Darmstädter Flugzeug »Edith« (5 km, Führer Hübner). Letzteres (Abb. 7—9) ist ein zweiholmiger Hochdecker, der ebenso wie der »Geheimrat«, von den Mitgliedern der Darmstädter Fliegergruppe ganz selbständig entworfen, aber auch, abgesehen vom Rumpfe, von ihnen in

allen Einzelheiten selbst gebaut wurde. Es ist dies eine hoch zu bewertende Leistung, die in 10000 Arbeitsstunden erzielt wurde. Man sieht daran, daß der Geist, der die ersten Darmstädter Rhönflieger von 1912 beseelte, der Darmstädter Gruppe treu geblieben ist. Die »Edith« war lediglich als Schulmaschine gedacht, überraschte aber dann um so mehr durch ihre hervorragenden Flugergebnisse. Der Flügel ist in der Mitte geteilt; das Profil ist günstig gewählt, wie besonders beim Abflug beobachtet werden konnte. Auf jeder Seite ist der Flügel in 2 m Entfernung vom Rumpfe durch Streben abgefangen. Die Grundrißform des Flügels ist rechteckig, sein Anstellwinkel beträgt auf die ganze Länge 6° bei gleichem Profil. Der Rumpf von 5,10 m Länge ist ein Sperrholzrumpf, der am Führersitz fünfeckigen Querschnitt und weiter hinten rechteckigen aufweist. Der vordere Teil des Rumpfes ist nicht sehr zweckmäßig ausgeführt, und auch die Ausbildung an dem Führersitz könnte geschickter sein. Die Quersteuerung erfolgt durch Verwindungsklappen in der üblichen Weise. Sowohl vor dem Höhenruder (1,6 m² groß), wie vor dem Seitenruder (0,40 m²) befinden sich Dämpfungsflossen von 2,2 bzw. 0,45 m². Die Entfernung des Druckmittelpunktes des Seitenruders vom Schwerpunkt beträgt ungefähr 2,8 m. Die an Stelle der bei der ersten Landung zerbrochenen Kufe neu eingesetzte erwies sich als sehr zweckmäßig: es war eine einzige breite Mittelkufe mit ⊥-Querschnitt, die vorne am Rumpfe fest angeschlossen, in ziemlich großer Krümmung über ein Stück Rumpf lief und sowohl an ihrem hinteren Ende wie auch dazwischen geführt war. Der Eindecker weist im ganzen keine Besonderheiten auf, zeigte aber sehr gutes Flugvermögen bei nicht zu starkem Winde; dagegen war er starkem Seitenwinde und vor allem Drehwirbeln, wie sie an einer gewissen Stelle des Westhanges auftraten, nicht gewachsen. Er schien geradezu eine gewisse Neigung zur Trudelbewegung zu haben, die durch unzweckmäßige Verwindung zu erklären war, indem die bei der Quersteuerung heruntergezogene Verwindungsklappe zu viel Widerstand bewirkten. Dieser Umstand ist nach dem Wettbewerb durch entsprechend geänderte Stellung der Verwindungsklappen behoben worden.

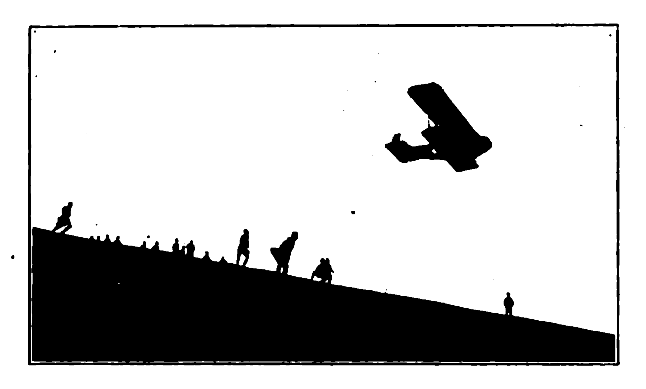


Abb. 10. Der Dresdener Doppeldecker im Fluge.

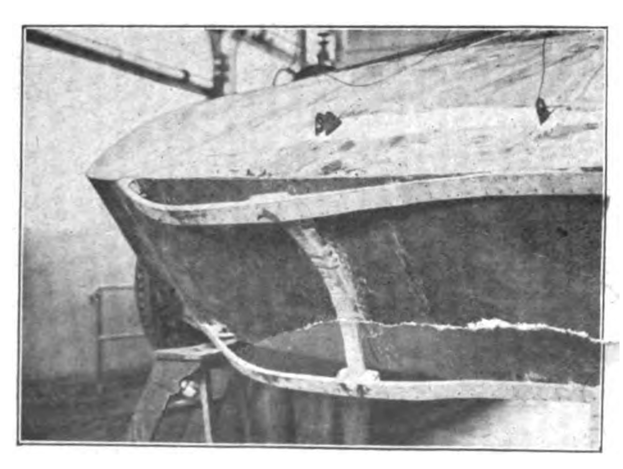


Abb. 11. Die Kufen am Dresdener Doppeldecker.

Neben den beiden Hannoverschen und Darmstädter Flugzeugen wurden infolge ihrer Leistungen durch Preise ausgezeichnet: der Dresdener Doppeldecker (Führer Seifferth, Mutray, Spieß); der Stuttgarter Eindecker (Führer Brenner), die Maschinen von Harth-Messerschmitt (Führer Harth und Frhr. v. Freyberg); das Flugzeug von Espenlaub (Schrenk), die Apparate »Roland-Festung« und »Hangpolierer Frohe Welt« der Weltenseglergesellschaft (Führer Stamer) der Hängegleiter von Pelzner und das Gleitflugzeug des Gersfelder Segelflugvereines.

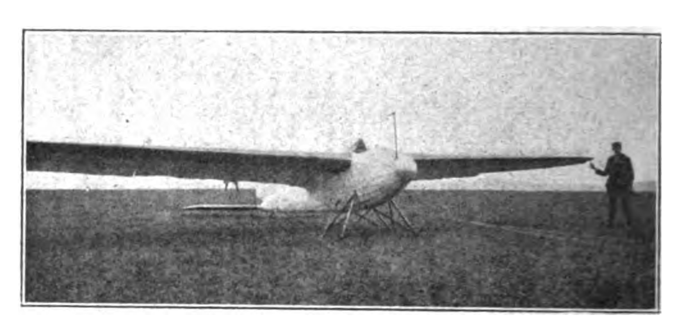


Abb. 12. Der Stuttgarter Eindecker.

Der D r e s d e n e r D o p p e l d e c k e r (Abb. 10) hat die ersten größeren Flüge des diesjährigen Wettbewerbs ausgeführt und ist auch später sehr fleißig geflogen. Im wesentlichen ist es das Flugzeug vom vorjährigen Wettbewerb, das in dem unteren Flügel V-Form zeigt, in allen Einzelheiten sorgfältig durchgebildet ist, aber keine grundsätzlich neuen Gedanken darbietet. Beachtenswert sind die Kufen ausgebildet: zwei Teile, vorne und hinten befestigt, dazwischen an der tiefsten Stelle durch eine gebogene Querrippe miteinander verbunden (Abb. 11). Die Steuerungen sind normal; sowohl vor dem Höhenruder, wie vor dem Seitenruder ist eine Flosse angebracht. Die Entfernung des Druckmittelpunktes des Seitenruders vom Flugzeugschwerpunkt ist etwa 2,9 m.

Der S t u t t g a r t e r E i n d e c k e r (Abb. 12 und 13), der einen günstigen Eindruck macht, ist eines der wenigen Flugzeuge, die ein richtiges Fahrgestell aufweisen. Der Flügel ist dreiteilig, das Mittelstück 4,8 m lang, hat als größte Flügeltiefe 1,6 m und nimmt der Dicke nach gleichmäßig nach außen ab. Er besitzt einen Holm, der als Sperrholzkasten ausgebildet ist. Die Befestigung des mittleren Flügelstückes ist vermittelst einer besonderen Einspannungsvorrichtung geschickt am Rumpfe ausgeführt; letzterer selbst bietet, wie Abb. 14 zeigt, eine interessante Konstruktion dar. Die Seitenflosse wächst organisch aus dem Rumpf heraus. Gegenüber dem vorjährigen Segelflugzeug weist das diesjährige, das auch wiederum sorgfältig ausgebildet ist, eine Reihe von Verbesserungen auf: freitragende Flügel, besseres Seitenverhältnis desselben, günstigere Gestalt des Rumpfes, Vergrößerung sämtlicher Ruderflächen. Das Höhenruder, vor dem keine Flosse sitzt, weist 2,1 m², das Seitenruder 0,55 m² auf; der Abstand seines Druckmittelpunktes vom Schwerpunkt des

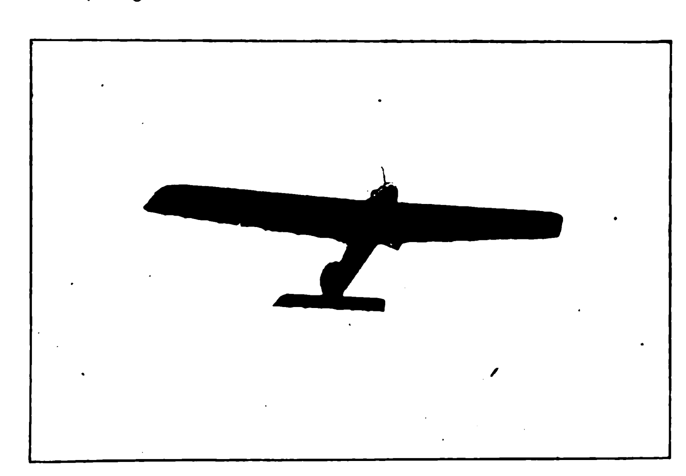
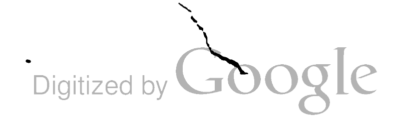


Abb. 13. Der Stuttgarter Eindecker im Fluge.



Flugzeuges beträgt etwa 3,8 m. Die Quersteuerung geschieht in gewöhnlicher Weise durch Verwindungsklappen.

Wie die Dresdener Gruppe war auch die Stuttgarter sehr fleißig im Fliegen. Ihre Flugzeuge sah man auch bei recht starkem, böigem Winde kleine Flüge ausführen. Offenbar waren die Führer bestrebt, ihre Apparate möglichst genau, insbesondere ihr Verhalten in den verschiedenen Windverhältnissen, kennenzulernen.

Dem Auftreten der Harth-Messerschmitt-Maschinen (Abb. 15 und 16) sah man allgemein mit dem größten

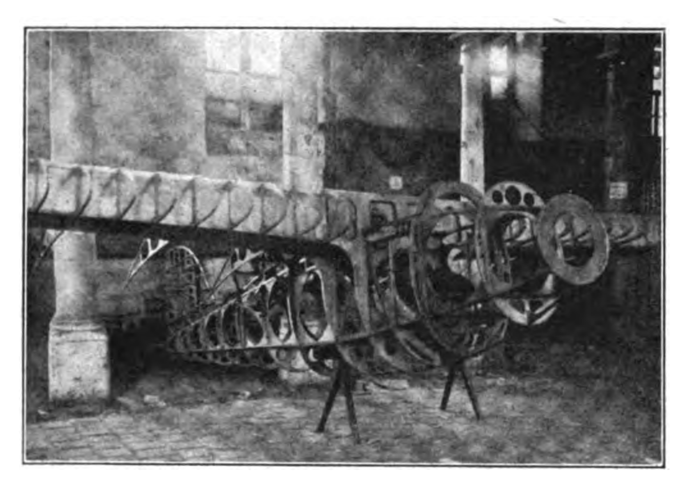


Abb. 14. Das Gerippe des Stuttgarter Flugzeugs.

Interesse entgegen, da Harth voriges Jahr einen Flug von 21 min Dauer ausgeführt und damit den Weltrekord an sich gerissen hatte. Diese Eindecker erschienen beim diesjährigen Wettbewerb in verschiedener Ausführungsform, teils mit Gitterrumpf, teils mit geschlossenem Rumpfe. Letztere Art war offenbar noch nicht genügend ausprobiert, dagegen zeigte erstere in vieler Beziehung sehr gute Flugeigenschaften. Der Flügel weist einen Holm auf und ist drehbar angeordnet; bei der neueren Ausführung ist die Durchbildung derart, daß der Holm festbleibt und die Rippen und damit auch der Flügel sich um den Holm, der durch eine Strebe abgefangen ist, drehen. Durch die Flügelverdrehung wird sowohl die Höhensteuerung wie auch die Quersteuerung bewirkt, indem beide

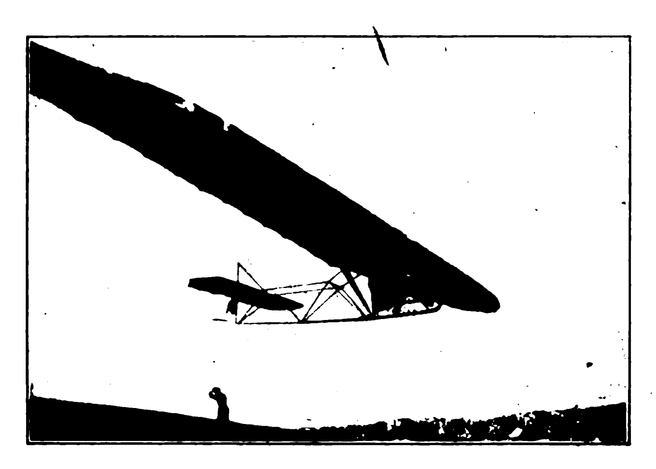


Abb. 15. Das Flugzeug von Harth-Messerschmitt im Fluge.

Flügelhälften entweder in gleichem oder gegenläufigem Sinne um den Holm verdreht werden. Es geschieht dieses mittels zweier Knüppel, die links und rechts vom Führer angebracht sind. Von jedem Knüppel führen Drahtzüge nach dem Flügel, und zwar greifen an jeder Flügelseite mehrfache Kabel an, in verschiedener Entfernung vom Rumpf angebracht, wodurch erreicht wird, daß der Anstellwinkel der Flügel sich bei der Verdrehung ändert, eine Anordnung, die auch für die Stabilität zweckmäßig erscheint. Die Höhenflosse lag bei den benützten Flugzeugen unverändert fest. Die Maschine zeigte dem Fachmann viel Neues, und in den Gesprächen mit ihren Erbauern gewann man den Eindruck, daß sie sowohl aerodynamisch wie auch statisch sorgfältig durchdacht war. Die Stabilitätsnachrechnung hat günstige Verhältnisse ergeben. In verschiedenen Einzelheiten der Konstruktion wäre allerdings eine bessere Durchbildung möglich. Leider waltete dieses Jahr über den Harth-Messerschmitt-Eindeckern im allgemeinen kein glücklicher Stern, und besonders ungünstig war es, daß Harth selbst sich von den Folgen seines vorjährigen schweren Unfalles noch nicht ganz erholt hatte. Bei einzelnen vorgeführten Flugzeugen, bei denen die Abstützungsstreben näher dem Rumpf waren, hatte man öfters den Eindruck, als ob sie den beabsichtigten Steuerungen nicht folgten, und dadurch die bedenklichen Abstürze verursacht worden wären. Zu erklären dürfte diese Erscheinung wohl dadurch sein, daß das über die letzte abgefangene Stelle hinausgehende freie Flügelende zu groß war, so daß es bei der Flügelverdrehung infolge nicht ausreichender Steifigkeit nicht mehr recht mitging, also nicht der ganze Flügel in dem gewünschten Sinne verwunden wurde, sondern nur ein Teil. Bei den weniger weitgespannten Flugzeugen hat offenbar die Flügelverdrehung wesentlich besser gewirkt.

Daß das Harth-Messerschmitt-Flugzeug gegenüber anderen wesentlich zurücktrat, darf nicht dazu führen, es abfällig zu beurteilen; man darf wohl die Überzeugung aussprechen, daß in ihm viel Entwicklungsfähiges liegt und darf den weiteren Vervollkommnungen mit Interesse entgegensehen. Einen eigenartigen Anblick gewährte es, als Harth mehrfach hintereinander sich ohne fremde Hilfe vom Boden abhob und daran anschließend Flüge von etwa 1 min Dauer ausführte; in feiner Weise holte er durch Flügelverstellung möglichst viel Nutz-

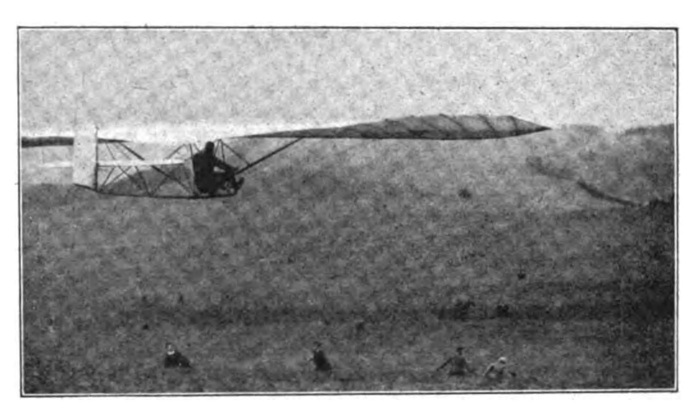


Abb. 16. Harth im Fluge mit Tiefensteuerung.

kraft aus dem Winde heraus, die schließlich das Flugzeug zum Abheben vom Boden brachte.

Die größte Spannweite unter allen anwesenden Apparaten zeigte derjenige von Espenlaub (Abb. 17), der, beeinflußt durch den vorjährigen »Vampyr«, in schwerer Arbeit selbständig eine Maschine gebaut hat. Allgemeine Freude erregte es in der Rhön, daß es diesem einfachen Tischlergesellen, der in seiner Liebe zum Flugwesen den ganzen Winter auf der Wasserkuppe zugebracht hatte, in zäher Ausdauer gelungen war, einen flugfähigen Apparat zu bauen, bei dem allerdings einige Einzelheiten zu beanstanden waren. In dem Studierenden Schrenk fand sich ein gewandter Führer, und die durch ihn ausgeführten Flüge boten einen recht erfreulichen Anblick dar. Nebenbei bemerkt war der Espenlaubsche Apparat der einzige, der mit Rädern versehen war.

Von den beiden Gleitflugzeugen der Weltensegler-Gesellschaft machte der Doppeldecker »Hangpolierer Frohe Welt« einen leichten, der Eindecker »Roland-Festung« dagegen einen sehr schweren Eindruck. Ersterer ist als Schulmaschine für Anfänger gebaut und ist verhältnismäßig billig herzustellen und zu reparieren. Sein Gewicht beträgt 50 kg, der Flächeninhalt der Flügel 20 m², seine Flächenbelastung etwa 6 kg/m². Beim Abflug zeigte er eine ausgezeichnete Hubfähigkeit und im Fluge gegenüber anderen Maschinen recht geringe Geschwindigkeit, die wohl auch von dem Erbauer erstrebt worden war; an Einzelheiten könnte sorgfältigere Ausbildung vorgenommen werden. Beim »Roland-Festung«, der ein Gewicht von 100 kg aufweist und eine Flächenbelastung von 11,5 kg/m² besitzt, ist die Abstützung des Flügels gegenüber dem Kufengestell durch 12 Streben erreicht und gibt da-

durch eine außergewöhnliche kräftige, aber auch schwere Maschine.

Der Hängegleiter von Pelzner, der einen guten Eindruck machte, zeigte gegenüber seinem vorjährigen Apparat eine etwas größere Tragfläche, eine bessere Rumpfverstrebung, wies nun Profilrippen auf, die doppelseitig bespannt waren, und hatte ein bewegliches Seitensteuer. Die von Pelzner ausgeführten Flüge zeigten eine große Geschicklichkeit des Führers.

Bewundernswerte Flüge führte der ostpreußische Lehrer Schulz auf einem von ihm selbst gebauten Hochdecker

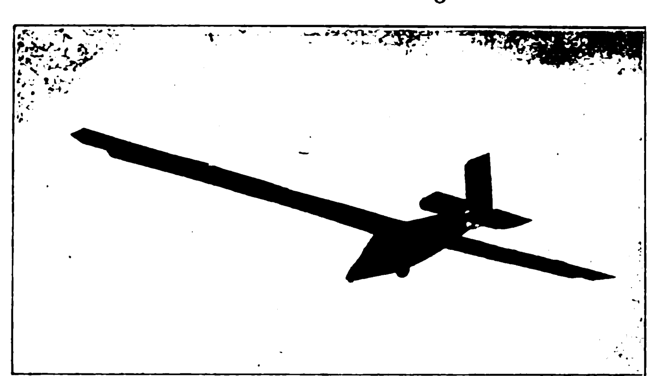


Abb. 17. Das Espenlaubsche Flugzeug.

(Abb. 18 und 19) aus, der durch seine ganze Bauart die allgemeine Aufmerksamkeit auf sich zog. Der Flügel wies zwei Holme in I-Form auf und besaß 12,5 m Spannweite. Das Kufen- und Rumpfgestell bestand lediglich aus geschälten Holzstämmchen, die Knüppel waren in sehr einfacher Weise angebracht, die Steuerflächen recht primitiv angeschlossen, in den nach den Rudern laufenden Drähten fehlten die Spannschlösser; so wies das Flugzeug in einer Reihe von Einzelheiten wesentliche Schwächen auf. Aus diesen Gründen war leider der Technische Ausschuß nicht in der Lage, das Flugzeug zuzulassen, so sehr er die durch dessen Bau betätigte Leistung von Schulz schätzte und anerkannte und die Gedanken, die er zu verwirklichen suchte, bewertete. Das Eigenartige des Apparates liegt besonders darin, daß keine Seitenruder vorhanden sind, sondern daß vielmehr die an den Flügelenden drehbar angebrachten Klappen von 1,2 m² sowohl zur Quersteuerung, wie zur Seitensteuerung benutzt werden. Dieser Gedanke, der bezüglich Seitensteuerung eine gewisse Verwandtschaft mit demjenigen der vorjährigen Finsterwalder-v. Lößl-Maschine hat, ist hier wohl zum erstenmal verwendet worden. Die Quersteuerung in dieser Weise zu bewirken, hat sicherlich manches für sich und dürfte insofern den gewöhnlichen Querrudern überlegen sein, als sich hier der einseitig dämpfende Einfluß, der für die Kurvenbewegung Bedenken hat, nicht so

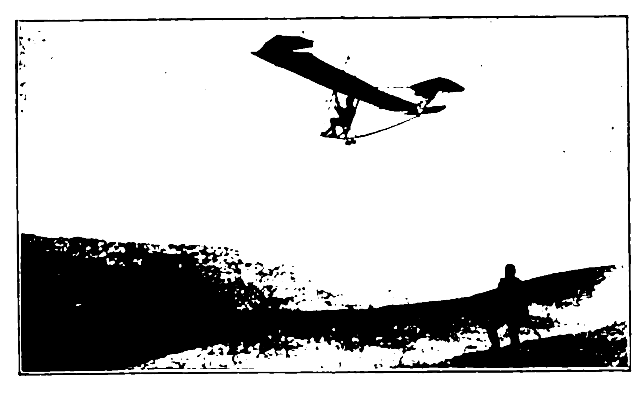


Abb. 18. Schulz im Fluge.

bemerkbar machen kann. Schulz, der selbst ein alter und tüchtiger Motorflugzeugführer ist, machte außerhalb des Wettbewerbes einige glänzende Flüge bis zu 5 min Dauer. Ob das Flugzeug auch stärkerem Winde standgehalten hätte, darf wohl bezweifelt werden. Es wäre dringend zu wünschen, daß Schulz entsprechende Mittel zur Verfügung gestellt bekäme, damit nach seinen Angaben ein Flugzeug sorgfältig gebaut werden könnte; dieses würde sicher gute Leistungen aufweisen, aber wohl kaum sehr lange Flüge ausführen können, wenn nicht die Anordnung des Führersitzes (Abb. 19) und andere Schwächen wesentlich geändert werden.

Kleine, aber wohlgelungene Flüge legte der durch von Lößl konstruierte Apparat der Flugwissenschaftlichen Vereinigung in Aachen (Abb. 20) unter Führung von Koller,



Abb. 19. Schulz am Steuer seines Apparates.

München, zurück. Dieser Hochdecker gleicht im wesentlichen demjenigen des Bayerischen Aeroklub vom Wettbewerb 1921, hat aber ein besonderes Seitenruder. Die Höhensteuerung erfolgt durch gleichzeitige Änderung der Einstellwinkel der beiden Flügelteile, die Quersteuerung durch entgegengesetzte Drehung; die Anordnung ist also grundsätzlich ähnlich derjenigen von Harth-Messerschmitt. Das Flugzeug besitzt eine feststehende Höhenflosse, aber keine Seitenflosse; das Seitenruder weist 0,3 m² Fläche auf, die Entfernung seines Druckmittelpunktes vom Schwerpunkt beträgt ungefähr 3,3 m. Ein geschlossener Rumpf ist nicht vorhanden, lediglich ein starkes Gitterwerk, das eine breite, metallene Kufe trägt. Der drehbar gelagerte Holm ist ein fester Kastenholm. Das Profil ist über die ganze Flügellänge das gleiche. Neuartig ist eine Vorrichtung, die dazu dienen soll, Böen durch selbsttätig wirkende Flügelfederung automatisch auszunützen; von einer besonderen Wirkung dieser Anordnung konnte m. E. nichts beobachtet werden.

Auch Finsterwalder, München (Abb. 21, 22), hat die Flügelsteuerung bei seinem diesjährigen Hochdecker beibehalten, in dem alles auf möglichst geringen Luftwiderstand gebaut ist. Der geschlossene Rumpf hat Tropfenform und kreisförmigen Querschnitt und an der Unterseite, dicht angeschlossen, eine Kufe. Der mittlere Flügelteil, durch dessen Drehung die Höhensteuerung bewirkt wird, ist dicht am Rumpfe abge-

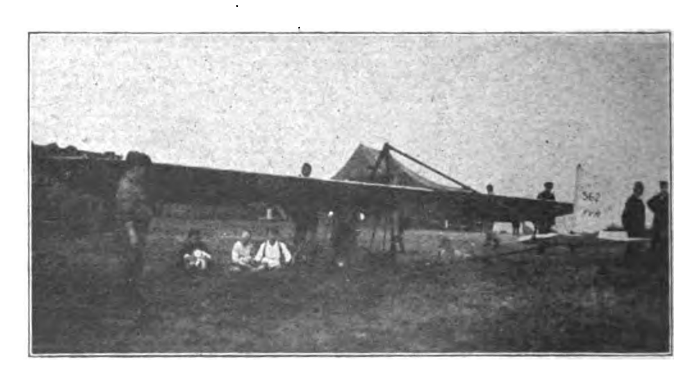


Abb. 20. Das v. Lößlsche Flugzeug.

stützt, sonst freitragend; er hat eine Länge von 7 m und Breite 1,25 m, rechteckigen Grundriß und etwas V-Form. Die angeschlossenen Flügelstücke von trapezartiger Form haben 2,75 m Länge und Breiten von 1,25 bzw. 0,9 m. Sie dienen durch gegenläufige Drehung zur Quersteuerung. Ob der in die Steuerführung eingelegte Gummizug zweckmäßig ist, darf bestritten werden; jedenfalls würde sich eine Sicherung gegen zu große

Verlängerung im Gummi empfehlen. Eine Seitenflosse ist nicht vorhanden, nur eine Höhenflosse; das Seitenruder besitzt eine Fläche von 0,54 m² und eine Druckmittelpunktentfernung vom Schwerpunkt von nur etwa 2,3 m. Beim Fliegen zeichnete sich das Flugzeug durch große Schnelligkeit aus, jedoch hat es nur wenige Flüge ausführen können. Man gewann den Ein-

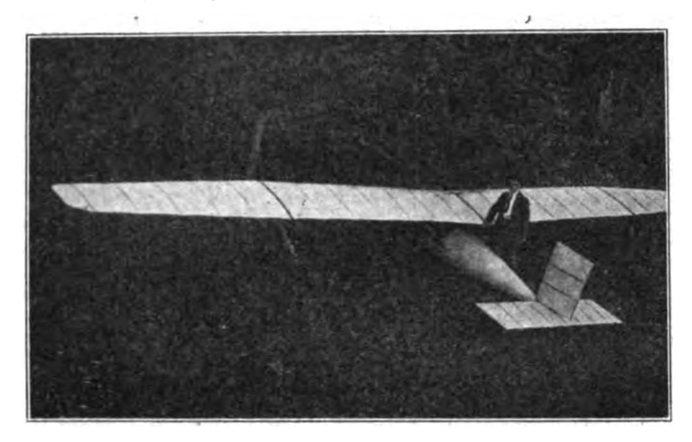


Abb. 21. Das Flugzeug Finsterwalders.

druck, als ob die Steuerung für Kursänderung nicht ausreiche, wohl auch beeinflußt durch zu kleines Hebelverhältnis an den Steuerknüppeln. Bei einem Fluge konnte die Maschine nicht vorm Abdrehen geschützt werden, kam auf eine Flügelspitze und erlitt bei der schnellen Fahrt schwere Beschädigungen.

Außer den bereits genannten Flugzeugen wiesen noch der Dresdener Eindecker (Abb. 23, 24) und derjenige von Gotha Flügelsteuerungen auf. Ersterer hat das Seitenverhältnis 1:10 in seinem Flügel; er besteht aus zwei Teilen, die am Rumpfe zusammenstoßen und veränderliches Profil aufweisen. Jeder Flügelteil ist durch zwei Streben abgestützt, die sich auf der Unterseite des Flügels treffen und hier gelenkartig angeschlossen sind. Die Höhen- und Quersteuerung erfolgt, ähnlich wie bei der Lößlschen Maschine, durch gleichzeitiges bzw. gegenläufiges Verdrehen der beiden Flügelteile, während bei dem Finsterwalder-Eindecker und dem Darmstädter »Geheimrat« die Quersteuerung durch andere Teile als wie die Höhensteuerung bewirkt wird. Letztere Anordnung dürfte wohl gegenüber der ersteren gewisse Vorzüge bieten.

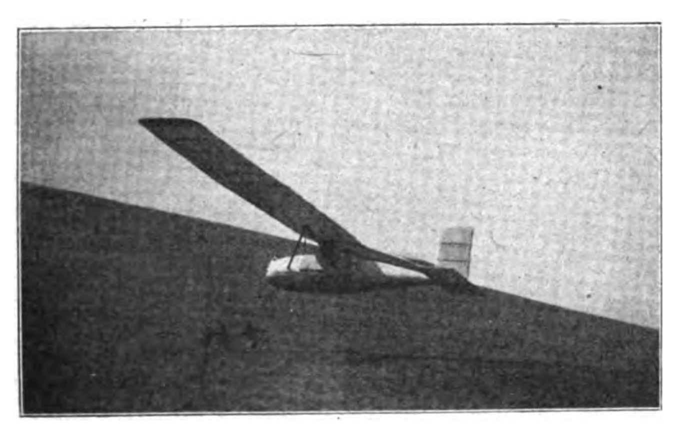


Abb. 22. Das Finsterwaldsche Flugzeug im Fluge.

Nach einem Vorschlag von Seifferth ist auch hier, geradeso wie beim »Geheimrat«, die Möglichkeit gegeben, die Höhenflosse auch während des Fluges zu verstellen; es geschieht dieses mittels eines besonderen Handgriffes, der am Steuerknüppel befestigt ist, eine Anordnung, der wohl die Darmstädter Lösung mit dem besonderen Hebel vorzuziehen ist. Daß die Möglichkeit, den Winkel der Höhenflosse im Fluge zu verändern, Vorteile bietet, erscheint einleuchtend; vor allem wird man dadurch vertikale Windkräfte besser ausnutzen können, indem man sich den verschiedenen Windverhältnissen besser anpassen kann. Der Rumpf der Dresdener Maschine (Abb. 24) ist, wie überhaupt das ganze Flugzeug, sehr fest konstruiert. Um bessere Luftabführung von den Flügeln über den Rücken des Rumpfes zu erzielen, hat dieser einen bootsartigen Aufbau mit Kielabschluß. Die unter dem Rumpfe angebrachte Kufe ist in gleicher Weise ausgeführt wie bei dem Dresdener Doppeldecker. Die Anordnung des Führersitzes und die Lage der Flügel gegenüber dem Rumpfe erscheint für den Luftwiderstand nicht günstig. Die erwähnte Höhenflosse hat etwa 1,9 m² Inhalt, die Seitenflosse 0,66 m², das Seitenruder ungefähr 0,55 m²; die Entfernung seines Druckmittelpunktes vom Schwerpunkt ist etwa 3,0 m.

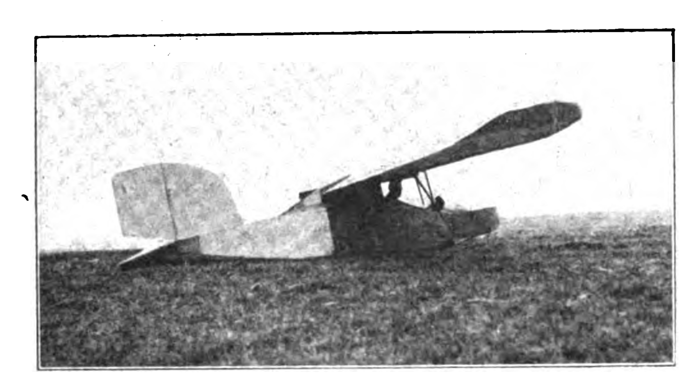


Abb. 23. Der Dresdener Eindecker.

Dieses Flugzeug hat bei seinem ersten Flug schweren Bruch erlitten, sodaß ein endgültiges Urteil nicht gefällt werden kann. Es ist dieses um so mehr zu bedauern, als die Maschine sicher Anlaß zu manchen lehrreichen Beobachtungen gegeben hätte.

Der Gotha-Eindecker besitzt abgespannte Flügelteile, die sich in ähnlicher Weise wie bei den anderen Apparaten drehen lassen. Der Flügel, der auf seine ganze Länge gleiches Profil aufweist, hat einen Hauptholm und zwei Hilfsholme. Vor dem Seitenruder von 0,55 m² befindet sich eine Seitenflosse; die Entfernung des Druckmittelpunktes des Seitenruders vom Schwerpunkt beträgt etwa 4,3 m. Die feststehende Höhenflosse hatte zunächst 1,5 m² Inhalt, jedoch ergab eine Stabilitätsberechnung, daß sie um etwa 50 vH zu vergrößern sei, was denn auch auf Anordnung des Technischen Ausschusses geschah. Die Maschine ist in sich gut und fest gebaut, erlitt aber leider beim ersten Flug einen schweren Bruch.

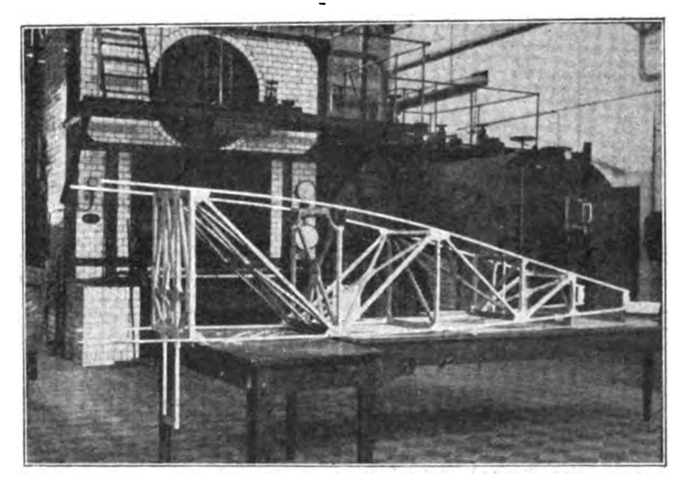


Abb. 24. Der Rumpf des Dresdener Eindeckers.

Besonderes Interesse verdienen außer den erwähnten Apparaten noch der Eindecker der Berliner Flugwissenschaftlichen Vereinigung (Abb. 25, 26) und die »Ente« von Klemperer. Ersterer ist ein schwanzloser Eindecker. Die Flügelteile sind beiderseits am Rumpfe angesetzt und in 3,2 m Abstand durch eine gelenkig angeschlossene Strebe abgestützt. Der Anstellwinkel beträgt am Rumpfe 8°, verkleinert sich bis zum Strebenanschluß auf 0° und bleibt dann erhalten. Der Vorderholm liegt völlig wagrecht, um ihn sind im Mittelstück die einzelnen Rippen gegeneinander verdreht. Die Flügel laufen auf einer Länge von 4,9 m (auf der Mittellinie des Flügels gemessen) senkrecht zur Rumpfrichtung, dann auf 1,8 m unter 45°; am Ende liegt eine rechteckige

Klappe von 1,9 × 0,6 m. Durch diese Klappen wird nach der bekannten Dunne'schen Ausführung sowohl die Höhensteuerung (bei gleichzeitiger Verdrehung) wie auch die Quersteuerung (bei entgegengesetzter Verdrehung) bewirkt. Die Vorderkante dieser Höhenruder liegt um etwa 2,25 m hinter der Flügelvorderkante; da die beiden Klappen zusammen als Höheruder wirken, ist der Inhalt der Höhenruderflächen 2,8 m². Die Betätigung dieser Klappen geschieht geradeso wie bei Harth-Messerschmitt durch Knüppel, die links und rechts vom Führer liegen. Diese Anordnung dürfte manches Bedenkliche haben, weil dadurch der Führer in dem freien Gebrauch seiner Hand gehindert ist; hierzu kommt, daß die Motorflugzeugführer

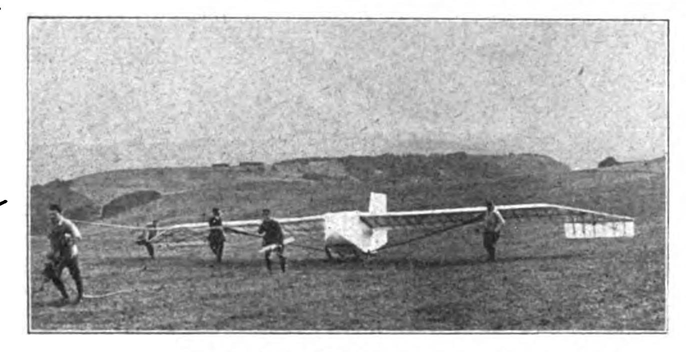


Abb. 25. Der Berliner Eindecker, von vorn gesehen.

an eine andere Steuerart gewöhnt sind und sicher einige Zeit brauchen werden, bis ihnen die neue Art ganz in ihr Gefühl übergegangen ist. Das Seitenruder von 0,66 m² sitzt hinter einer Seitenflosse, und sein Druckmittelpunkt liegt etwa 3 m hinter der Vorderkante des Flügels.

Die Form und Art des interessanten Flugzeuges erweckte bei den Fachleuten mancherlei Bedenken, die auch berechtigt erschienen: beim zweiten Fluge wurde die Maschine von einer Bodenböe erfaßt, einseitig in die Höhe gehoben, die Verwindung, die der Führer sofort gab, reichte offenbar nicht aus, und die Maschine stieß mit großer Kraft auf den Flügel und die eine Seite des Fahrgestells, wodurch schwerer Bruch entstand. Allgemein wurde dieser Unglücksfall sehr bedauert, da man sich doch gefreut hatte, daß die Berliner Gruppe ihrer Maschine besondere Gedanken zugrunde gelegt und man gerne das neuartige Flugzeug im Fluge weiter beobachtet hätte.

Die »Ente« von Klemperer (Abb. 27 u. 28) stellt wohl den geistreichsten Entwurf unter den diesjährigen Flugzeugen

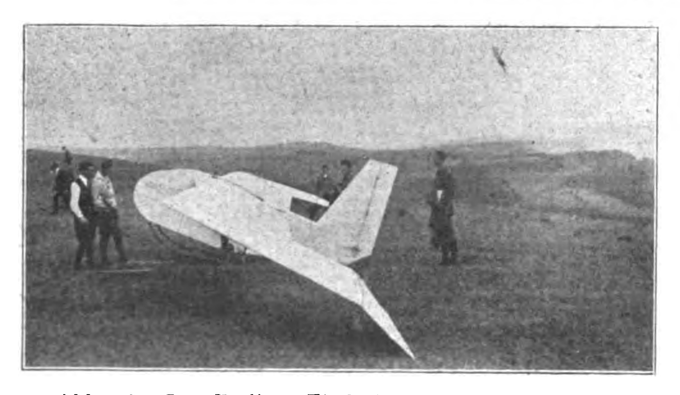


Abb. 26. Der Berliner Eindecker, von neben gesehen.

dar, sowohl in der ganzen Anordnung wie auch in der Ausbildung von Einzelheiten. Der V-förmig gestellte Flügel besteht aus einem 2,2 m langen Mittelstück, das mit dem Rumpfe fest verbunden ist, und daran angeschlossenen Stücken von je 4,7 m Länge, die sich nach außen verjüngen. Das Flügelprofil ist veränderlich. Etwa 4,3 m vor dem Hauptholm liegt ein 3,9 m² großer Steuerflügel, der in einem Punkte kugelig gelagert ist und sowohl als Höhen- wie als Seitenruder dient. Die Höhensteuerung wird durch Knüppel bewirkt, die Seitensteuerung durch Fußhebel. Die seitliche Schwenkung des Steuerflügels wird durch keine Verwindungsklappen, die an ihm angebracht sind, unterstützt. Zur Erzielung der Quersteuerung sind Verwindungsklappen von je 1,2 m² an den Flügelenden angebracht, und zwar so, daß zwischen ihnen und den Flügeln ein gut ausgebildeter Schlitz entsteht (Abb. 27b). Hinter dem Flügel liegt noch eine feste Seitenflosse. Sehr geschickt sind verschiedene Einzelheiten durchgeführt, insbesondere die Holmverbindungen und die Steuerführung. Der Apparat, der zwei Sitze darbietet, läuft, ähnlich wie die »Blaue Maus« des vorigen Wettbewerbes, auf Kufen, die ein gespreiztes Fahrgestell abschließen, eine Anordnung, die wohl verbessert werden könnte. Die Betätigung der beschriebenen Steuerart erfordert unbedingt einen sehr geschickten Führer, wie dieses Klemperer selbst ist, der gute Beobachtungsgabe besitzt. Er flog den Apparat zunächst sehr vorsichtig und stellte eine ungünstige Lastverteilung fest, die ihn nach mehrmaligen Probeflügen und Schwerpunktsänderungen veranlaßte, die Maschine abzubauen und eine zweckmäßigere Massenverteilung vorzunehmen. Es ist sehr zu begrüßen, daß der Ententyp, von dem man an und für sich Gutes versprechen darf, als Segelflugzeug Verwendung gefunden hat, und mit Spannung darf man den weiteren Flügen Klemperers entgegensehen, die sicher gute Leistungen und manches Interessante und Neues bringen werden.

Von den bisher nicht erwähnten Flugzeugen führten noch die Aachener Schulmaschine und der Doppeldecker des Gersfelder Rhönsegelflug-Vereins, beides gut durchkonstruierte Maschinen, eine größere Zahl kleiner aber gelungener Flüge aus. Sie und die übrigen Apparate, die z. T. nur ganz kurz geflogen sind oder auch nur versuchsweise den Winden ausgesetzt wurden, boten grundsätzlich nichts Neues, waren in den Einzelheiten mehr oder weniger gut ausgeführt, zeigten aber durchweg, daß ihre Erbauer mit großer Liebe und Begeisterung zum Flugwesen die schwere Arbeit auf sich genommen hatten. Besonderes Erstaunen riefen bei den anwesenden Laien der Zeise-Eindecker und ein Weltensegler hervor, die beide abgeänderte Formen vorjähriger Flugzeuge darstellen und Modellen nachgebildet sind, die sich durch hervorragende Flugfähigkeit auszeichnen. Ersteres Flugzeug legt den Hauptwert auf elastische Flügel, führt aber dadurch zu Flügelenden, die bei der jetzigen Form des Eindeckers den Anforderungen, die an sie gestellt werden, nicht gewachsen sein dürften. Beim Weltensegler ist man von der Flächenverwindung des vorigen Jahres zu Querrudern übergegangen. Beide Apparate sind aus dem Versuchsstadium nicht herausgekommen, so daß die bedeutungsvolle Frage, ob besonders stabil gebaute Apparate für Segelflugzeuge gut geeignet sind, auch in diesem Jahre nicht beantwortet wurde.

Nicht unerwähnt möge bleiben, daß der größere von den Fokker-Doppeldeckern (Abb. 29 u. 30), die nach offiziellem Meldeschluß eingetroffen waren, noch am letzten Tage des Wettbewerbes und nach diesem erfolgreiche Flüge mit einem Fluggast ausführte. Dieser Doppeldecker, dessen Tragflügelanordnung keine Sonderheiten darbietet, zeichnet sich durch große Spannweite (12 m) und sehr geringe Flächenbelastung aus; ohne Fluggast hätte sie nur 4,6 kg/m² betragen, wäre also wohl für die Windverhältnisse zu niedrig gewesen. Die Seitensteuerung besteht aus vier runden Rudern, von denen je zwei senkrecht übereinanderliegen. Die Entfernung des Druckmittelpunktes des Seitenruders vom Schwerpunkt beträgt etwa 3,6 m. Das Flugzeug hob sich dank der geringen Flächenbelastung auffallend leicht vom Boden und zeigte gute Wendigkeit, dürfte aber für Flüge im starken Winde kaum geeignet sein.

Wenn man die Konstruktionen des diesjährigen Wettbewerbes überblickt, so erkennt man, daß neue Gedanken oder erfolgreiche Weiterentwicklung vorhandener Ideen nur in den Flugzeugen der Akademischen Gruppen, von Harth-Messerschmitt und von Schulz vorliegen. Nur durch solche Maschinen können aber die Segelflüge gefördert werden; es ist nicht damit getan, daß möglichst viele Flugzeuge auf der Rhön erscheinen, sondern wir brauchen vor allem solche, die einen Fortschritt bedeuten oder ermöglichen. In diesem Jahre waren viele Flugzeuge eingetroffen, die wohl dem Technischen Ausschuß dadurch Freude bereiteten, daß sie zeigten, welch begeisterte Jünger des Segelfluges die Erbauer waren, die aber auch anderseits dem Ausschuß viel Arbeit verursachten, weil er nach genauer Prüfung eine Reihe Abänderungsvorschläge machen, die Ausführungsarbeiten überwachen mußte usw.

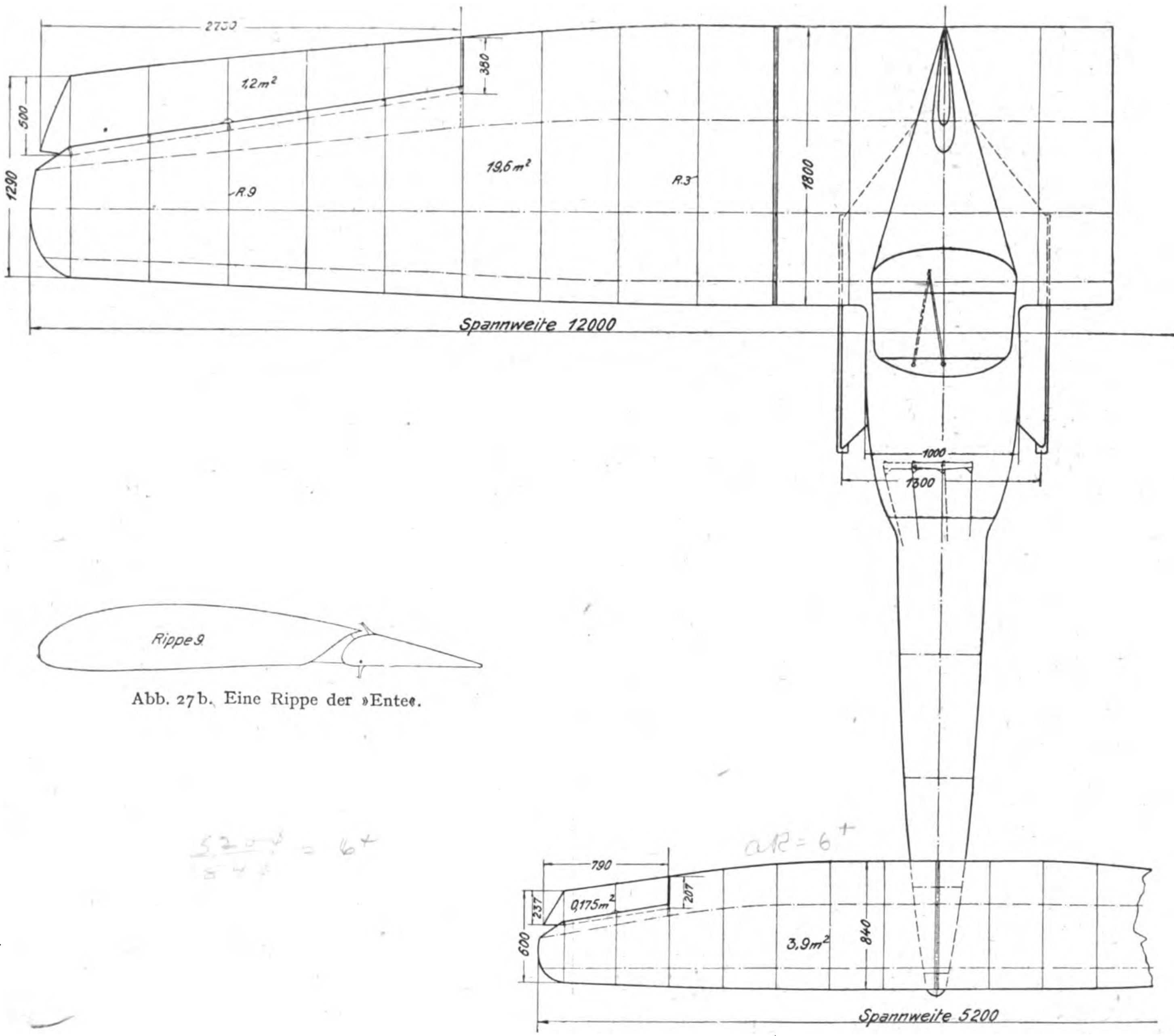


Abb. 27 b. Eine Rippe der »Ente«.

Abb. 27 a. Grundriß der Klempererschen »Ente«.

Es wäre wohl zu erwägen, strengere Vorschriften einzuführen und nach Möglichkeit Sorge zu tragen, daß Flugzeuge, die dem Standpunkt früherer Jahre entsprechen und keine Fortentwicklung zeigen, möglichst schon vom Vorprüfer zurückgewiesen würden, im Interesse der Erbauer selbst. Allerdings dürften derartige Vorschriften nie so weit gehen, daß die Lust und Liebe zum Flugwesen in weiteren Kreisen unterdrückt wird. In diesem Jahre zeigte man sehr weitgehendes Entgegenkommen, indem man auch allen nicht vorgeprüften Flugzeugen einen Platz zuwies, obwohl in der Ausschreibung ausdrücklich gesagt war, daß nur solche Flugzeuge in den Unterkunftsräumen Aufnahme finden würden, deren Baufestigkeit vorher durch einen Prüfer der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt festgestellt war.

Die so vielfach aufgeworfene und als grundsätzlich anzusehende Frage, ob die übliche Steuerung oder Flügelsteuerung besser sei, ist auch in diesem Jahre nicht endgültig gelöst worden. Sie hat, wie oben erwähnt, den Vorteil, daß sie schneller wirkt, und den Nachteil, daß größerer Kraftaufwand zu ihrer Betätigung gehört. Letzterem Umstande ist dadurch Rechnung zu tragen, daß man die Steuerknüppel recht lang macht. Das ist auch schon deswegen nötig, daß man es in seiner Hand hat, recht kleine Flügelausschläge geben zu können, um Übersteuerungen zu vermeiden. Meiner persönlichen Meinung nach ist die übliche Steuerungsart für den Segelflug nicht die geeignetste, wenn auch der »Vampyr« mit solcher ausgestattet war.

Will man die diesjährigen Leistungen richtig beurteilen, so muß man die Preisausschreibungen berücksichtigen, um dann auch aus den erzielten Ergebnissen Rückschlüsse ziehen zu können, wie der Segelflugzeugwettbewerb weiter zu entwickeln ist und die Ausschreibungen künftig zu gestalten sind. Es interessieren hier nur die Ausschreibungen für Segelflugzeuge. Die von den Veranstaltern ausgesetzten Preise umfaßten drei Gattungen:

1. einen Preis für den längsten Flug (großer Rhönsegelpreis, Betrag M. 50 000);
2. Preise für die kleinste mittlere Sinkgeschwindigkeit;
3. Preise für die größten Flugstrecken.

Nach ersterem Preisausschreiben wird der große Rhönpreis demjenigen Bewerber zuerteilt, der in einem einzigen Fluge die größte Flugdauer, mindestens jedoch 10 min, bei einer mittleren Sinkgeschwindigkeit von höchstens 0,20 m/s erzielt. Nach dem zweiten Preisausschreiben für die mittlere Sinkgeschwindigkeit wird ein Flug von mindestens 100 s Zeit gefordert, und für je 100 s Flugdauer werden je 0,01 m/s Sinkgeschwindigkeit vergütet (erster Preis M. 15 000, zweiter Preis M. 9000, dritter Preis M. 6000). Der große Rhönpreis

fiel an Hentzen, Hannover, für seinen großartigen Rekordflug auf »Vampyr« von 3 h 10 min Dauer mit einer mittleren Sinkgeschwindigkeit von 0,03 m/s. Mit demselben Fluge erwarb er sich den ersten Preis des zweiten Ausschreibens; da für 100 s Dauer je 0,01 m/s Sinkgeschwindigkeit vergütet wurden, erreichte er eine erhebliche negative Sinkgeschwindigkeit. Der zweite Preis fiel auf die Darmstädter



Abb. 28. Klemperers »Ente« mit abgenommenem Ruder.

»Edith« (Führer Botsch), der dritte auf den Darmstädter »Geheimrat« (Führer Hackmack). Die Preise für die größte Flugstrecke wurden auf denselben drei Apparaten gewonnen mit den Führern Hentzen, Hübner und Hackmack. Aus den Preisausschreibungen und den erreichten Ergebnissen erkennt man, mit welch geringen Erwartungen man dem Rhönwettbewerb entgegengesehen und wie weit diese überboten worden sind. Hätte man geahnt, welche Leistungen vollbracht würden, so hätten sicherlich die Ausschreibungen ganz anders gelautet.

Außer den erwähnten Preisen war bei Beginn des Wettbewerbes noch der Preis des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller (Industrie-Preis, Betrag M. 100 000) ausgeschrieben, der allerdings noch bis 31. Oktober offen ist und in jedem Gelände in Deutschland ausgeflogen werden kann. Die Bedingungen sind: nach einem ununterbrochenen Fluge von mindestens 40 min Dauer muß der Apparat die Abflugstelle gegen den Wind überfliegen und ohne Zwischenlandung einen Flug von mindestens 5 km Luftlinie anschließen. In den ersten Tagen des Rhönwettbewerbes glaubte wohl keiner der Besucher, daß in diesem Jahre die Bedingungen erfüllt würden. Tatsächlich sind aber vier Flüge von über 1 Stunde Dauer geflogen worden: einer von Martens, zwei von Hentzen und einer von Hackmack; den Bedingungen des Industriepreises genügte allerdings nur derjenige von Martens und einer von Hentzen, da an den beiden anderen Flügen die Schlußstrecke etwas weniger als 5 km betragen hat. Es ist gar kein Zweifel, daß sich Hentzen auf seinem glänzenden einzigartigen Fluge, der die Begeisterung der Zuschauer in hohem Maße auslöste, auch noch länger in der Luft hätte halten können, wenn nicht die Dunkelheit eingetreten wäre. Die Dauer des Fluges ist bei günstigen Windverhältnissen lediglich nur noch eine Frage der physischen Kräfte des Führers, sofern ihm ein gutes Flugzeug zur Verfügung steht und er selbst die nötige Geschicklichkeit besitzt.

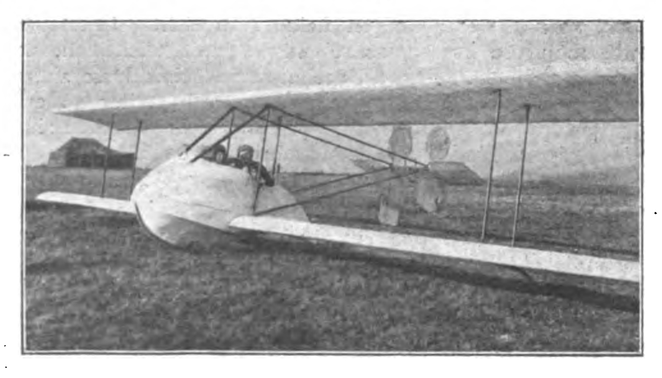


Abb. 29. Fokkers großer Doppeldecker.

Nach dem Wettbewerb kann man bedauern, daß der Industriepreis nicht noch schwerere Anforderungen gestellt hat; so sehr ist man durch die Rhönleistungen eines Besseren belehrt worden.

Für die längste Flugdauer, die von dem Flugzeug einer Hochschulgruppe bei einer mittleren Sinkgeschwindigkeit von nicht mehr wie 0,40 m/s erreicht wird, steht außerdem ein von Dr. Kotzenberg, Frankfurt a. M., in äußerst dankenswerter Weise gestifteter Ehrenpreis zur Verfügung, der eine wundervolle, in Silber getriebene künstlerische Arbeit darstellt. Dieses Ausschreiben läuft bis 31. Dezember ds. Js.,

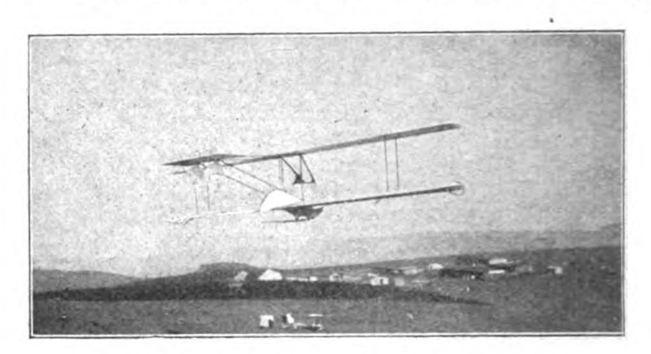
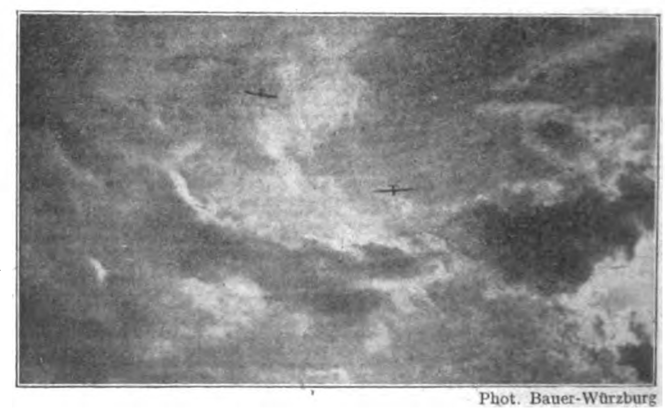


Abb. 30. Fokkers Apparat im Fluge.

der Preis kann also der Hannoverschen Gruppe noch entrissen werden. Von anderen bei Beginn des Wettbewerbes vorliegenden Ausschreibungen ist noch zu erwähnen: ein solches für die beste Flugleistung eines Segelflugzeuges mit zwei Insassen und dasjenige des Kyffhäuser-Technikums für die besten Konstruktionen, die rechtzeitig einem Ausschuß zur Beurteilung eingereicht waren. Ersteres Preisausschreiben ist noch nicht erledigt; laut letzterem Preisausschreiben wurden Preise u. a. an Klemperer für seine sehr zweckmäßige Holmverbindung und an die Weltensegler-Gesellschaft für eine gute Steuerführung verliehen.

Während des Wettbewerbes ist eine ganze Reihe von Preisausschreibungen seitens begeisterter Flugfreunde erfolgt, die z. T. den Fliegern ganz neue Aufgaben stellten. Hierher gehören: zwei Zielausschreiben, nämlich der Opel-Tewes-Preis (Gewinner Hentzen) und der Thüringer Preis (Hentzen und Martens); ein Achterpreis (Hentzen und Martens); Kurt Hoffmann-Preis für Überfliegen der Abflugstelle (Hentzen), Gersfeld-Preis für einen Überlandflug nach Gersfeld (Martens), von Waldhausen-Preis, verlangend Abflug auf der Kuppe, Meldeabwurf an bestimmter Stelle und Rückflug (noch nicht ausgetragen); Kullmer-Preis für das erste Flugzeug, das wenigstens 300 m über die Abflugstelle kommt (gewonnen von Hentzen, erfüllt auch durch Hackmack); ein zweiter Kullmer-Preis für Abflug in der Nähe der Lößl-Pyramide und Landung auf der höher gelegenen Kuppe (gewonnen von Botsch auf der Darmstädter »Edith«). Die Verfolgung der durch diese Preisausschreibung bedingten Flüge war besonders interessant. Die spannendsten Wettkämpfe waren wohl diejenigen um den Opel-Tewes-Preis (Ziellandung) und den Kullmer-Höhenpreis,



Phot. Bauer-Würzburg

Abb. 31. »Vampyr« und »Geheimrat« im Fluge.

die sich beide zwischen Hannoveranern und Darmstädtern abspielten. Zur Gewinnung des ersteren flog Botsch am 16. August auf der »Edith« am Südhang der Kuppe und kam auf 74 m an das Ziel heran, eine Leistung, die allgemein schon hoch gewertet wurde. Am nächsten Tage, an dem auch noch um diesen Preis geflogen werden durfte, versuchten zunächst



verschiedene Flugzeuge erfolglos diese Leistung zu überbieten, dann aber gelang es Hentzen auf »Vampyr« bis auf 43 m heranzufliegen. Dieses Ergebnis stachelte Botsch zu einem neuen Fluge an, und nun vollführte er unter der Begeisterung der Zuschauer den ersten wirklichen Segelflug des Wettbewerbes, während die vorherigen Flüge nur Gleitflüge waren. Im glänzenden Hin- und Herfluge schraubte er sich am Südhang unter Beschreibung enger Kurven, wohl den engsten, die überhaupt durchflogen wurden bei dem diesjährigen Wettbewerbe, auf der »Edith« immer höher, kam schließlich etwa 80 m über die Abflugstelle, verließ dann den Hang und bewegte sich im Spiralgleitflug raubvogelartig nach dem Ziele zu, um in 14 m Entfernung glatt zu landen. Kaum war die durch diesen Flug bewirkte Spannung gewichen, da erhob sich wieder Hentzen, der durch seinen vorherigen und den Botschschen Flug die Windverhältnisse beobachtet hatte, und bewegte sich in glänzender Bahn nach dem Ziel, dem er auf 4 m nahekam. Ähnlich entwickelte sich am nächsten Tage der Kampf um den Thüringer Preis, bei dem auch nur Hannoveraner und Darmstädter nahe an das Ziel kamen und schließlich Hentzen in meisterhafter Weise mit seiner Maschine fast das Ziel traf. Eigenartig ist es, daß dem Führer Botsch mit der »Edith« weiterhin nicht mehr so gute Segelflüge gelungen sind, auch nicht an dem an und für sich besser geeigneten Westhang. Scheinbar ist in der Verspannung der »Edith« eine Deformation eingetreten, die ihre Flugeigenschaften wesentlich beeinträchtigte.

Wundervoll war dann auch der Wettkampf zwischen den Akademischen Fliegergruppen am letzten Tage des Wettbewerbes, an denen die beiden Hannoverschen und die beiden Darmstädter Flugzeuge, sowie die Dresdener und Stuttgarter Maschine vom steilen Westhang aus über das Fuldatal flogen. Gleichzeitig sah man vier große Vögel in der Luft! Von den sechs Apparaten konnten sich allerdings nur der »Vampyr« und der »Geheimrat« längere Zeit in einer Höhe über 300 m über dem Hange halten, während die übrigen kaum an Höhe gewannen und bald den Abhang verließen, um größere Überlandflüge auszuführen. Mit großer Spannung beobachteten die anwesenden Menschenmassen diese beiden hervorragenden Flugzeuge, verfolgten ihre Bahn im einzelnen, sowohl die bald kreis- bald achterförmig verlaufenden Kurven, die sie beschrieben, wie die Höhenlagen, die sie einnahmen. Minutenlang standen sie in der Luft still, besonders der »Geheimrat«, dann wieder flogen sie vorwärts, dann wurden sie zeitweise seitlich abgetrieben oder nach rückwärts getrieben — ein herrliches Schauspiel, das die Segelfähigkeit der beiden Flugzeuge glänzend zur Geltung kommen ließ (Abb. 31). Man hatte die Empfindung des völlig Selbstverständlichen und erkannte allgemein, wie hierbei mit viel mehr Berechtigung vom Fliegen gesprochen werden könne, als bei der Bewegung eines Motorflugzeuges.

Ein Flug dieses letzten Tages des Wettbewerbes möge wegen seiner Kühnheit noch besonders hervorgehoben werden: ein Sturmflug von Botsch auf der »Edith«. Bei sehr böigem, stürmischem Wetter — der Windmesser zeigte zeitweise 14—15 m/s — stieg er um die Mittagszeit an der Lößl-Pyramide hoch, kam in sehr kräftige Drehböen hinein, gegen die er mit den Rudern nicht ankommen konnte, und war so fast machtlos den Winden preisgegeben. In scharfen Kurven warf ihn der Wind hin und her, trieb ihn dann stark nach Nordosten ab, alle Zuschauer befürchteten für den kühnen Flieger das Schlimmste, er selbst glaubte — wie er nachher erzählte — nicht mehr an eine glatte Landung, da gelang es ihm in der letzten Sekunde noch, den Apparat in seine Gewalt zu bekommen und ihn auf der Kuppe, also oberhalb der Abflugstelle, glatt hinzusetzen. Eine gewaltige fliegerische Leistung, die nur einem alten Flugzeugführer möglich war!

Im ganzen verteilten sich die Preise folgendermaßen: nach Hannover fielen M. 137 000, wozu noch persönliche Preise der Nationalflugspende traten, und zwar M. 50 000 an Martens für seinen allgemein bewunderten, herrlichen Stundenrekordflug und M. 75 000 an Hentzen für dessen Überbietung; Darmstadt gewann M. 85 000 und einen silbernen Ehrenpokal des »Sport-Sonntag« in Leipzig; M. 22 600 kamen auf die Harth-Messerschmitt-Maschinen, M. 15 000 an Dresden, M. 9000 an Espenlaub, M. 7800 an Pelzner, M. 7600 nach Stuttgart, und M. 7000 entfielen auf die Weltensegler-Apparate. Außerdem wurde eine Reihe von Sonderpreisen in der Höhe von M. 2000 verteilt. Dem Lehrer Schulz wurde in Anerkennung seiner Leistung und zur weiteren Förderung seiner Flugzeugbauten ein Sonderpreis von M. 10000 zuerkannt.

Bei der Bewertung der Leistungen des Wettbewerbes ist zu beachten, daß alle hervorragenden Ergebnisse durch frühere Motorflugzeugführer erzielt worden sind, daß dagegen solche, die nur auf Segelflugzeugen geschult hatten, nicht hervortraten. Im übrigen ist anzunehmen, daß auch mancher Führer, der nicht zu den Hauptpreisträgern gehörte, auf dem Hannoverschen »Vampyr« und dem Darmstädter »Geheimrat« ebensogute Leistungen erzielt hätte, wie deren Führer, da offenbar diese Maschinen allen übrigen weit überlegen waren. Am entwicklungsfähigsten von beiden scheint mir das Darmstädter Flugzeug zu sein. — Fast alle diesjährigen Flugzeuge hatten ein dickes Flügelprofil, das für Segelflüge günstig ist; seine Form war im übrigen recht verschieden und hat wohl auch nicht die ausschlaggebende Bedeutung, die manche ihm geben. Eigentümlicherweise zeigten der Dresdener und Stuttgarter Eindecker das gleiche Profil. — Die Eigengeschwindigkeit der Flugzeuge betrug im allgemeinen etwa 40—50 km/h.

Für die Beurteilung der hervorragenden Leistungen ist nicht zu übersehen, daß das Gelände der Wasserkuppe in besonders hohem Maße für Segelflüge geeignet ist, weil fast für jede Windrichtung gutes Abfluggelände zur Verfügung steht und infolge der Form der Hänge ein günstiger Aufwind entsteht[1]). Daß die wichtigsten Ergebnisse an dem steilen Westhang erzielt wurden, wo keine Höhenzüge unmittelbar vorgelagert sind, ist sicher kein Zufall: hier sind die günstigsten Verhältnisse für den Aufwind gegeben, sowohl was seine Stärke wie seine Ausdehnung anlangt. Im Zusammenhang hiermit tritt die Frage auf: sind die Segelflüge in diesem Jahre rein statische gewesen, oder kamen auch dynamische Segelflüge vor, d. h. solche, bei denen nicht nur der Aufwind, sondern auch die Unterschiede des Windes nach Stärke und Richtung verwendet werden? Im allgemeinen ist sicher nur der statische Flug ausgeführt worden, und die Führer haben die Böen, die den dynamischen Flug ermöglichen, nicht ausgenutzt, sie vielleicht sogar als unangenehm empfunden. Bei dem einen Überlandflug Hentzens, der lange Zeit fast in gleicher Höhe erfolgte, kann man allerdings zweifelhaft darüber sein, ob dieser nur ein rein statischer Flug gewesen ist. Eine Entscheidung darüber ist kaum angängig, weil das Flugzeug über Täler und Berge flog, dabei wohl öfters günstigen Aufwind fand, und weil anderseits das Flugzeug sehr gutes Gleitverhältnis aufwies. Im übrigen muß man beachten, daß gerade in diesem Jahre auf der Rhön recht günstige Winde herrschten, die das Fliegen sehr begünstigten. Diese Bemerkungen sollen nicht etwa eine Herabsetzung der Leistungen bedeuten, sondern sollen nur dazu beitragen, einseitige Überschätzung der Ergebnisse zu verhüten und die Frage nach der Weiterentwicklung der Segelflugwettbewerbe klären zu helfen.

Wo wird wohl der nächste Wettbewerb abzuhalten und wie werden zweckmäßig die Ausschreibungen zu gestalten sein? Man hört vielfach die Meinung, man solle die Rhön verlassen und den Wettbewerb nach der See verlegen. Dieser Ansicht dürfte nicht beizupflichten sein. Bei der Vielseitigkeit der Windverhältnisse, die die Rhön bietet, ist dort für unsere Segelflieger noch ungeheuer viel zu lernen; und das ist jetzt das Wichtigste. Es müßte aber mehr darauf hingearbeitet werden, daß der dynamische Segelflug ausgeübt wird; und gerade hierzu ist das Rhöngelände auch gut geeignet, sowohl zur Ausführung von dynamischen Segelflügen im Kreisen, wie auch in gestreckter Bahn. Nach theoretischen Untersuchungen erscheint beides unter gewissen Verhältnissen möglich, der erstere Flug leichter, der letztere schwerer. Dieser ließe sich um so eher ermöglichen, je stärker die Böenschwankungen und je kleiner die mittlere fortschreitende Geschwindigkeit des Flugzeuges. Hiernach könnte man mit Flugzeugen kleiner Geschwindigkeit und kleinerer Flächenbelastung mehr erreichen[2]).

[1]) Vgl. Georgii, Der Segelflug und seine Kraftquellen im Luftmeer. Verlag Klasing & Co., 1922.

[2]) Vgl. Hoff, Der Segelflug und die Rhön-Wettbewerbe. Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik 1922, Heft 3. — Th. Dreisch, Der Segelflug der Vögel und die Theorien zu seiner Erklärung; Berichte und Abhandlungen d. WGL, Heft 9.

Auf diesen Gesichtspunkt ist beim Bauen neuer Segelflugzeuge bzw. bei Umänderung der jetzigen besondere Rücksicht zu nehmen und das Baugewicht in gewissen Grenzen zu halten. Eine gewisse Erschwerung bringt der Umstand hinzu, daß an und für sich Flugzeuge, die bei starkem Winde fliegen sollen, andere schwerere Bauweise zeigen müssen, wie solche für schwache Winde, und daß andrerseits doch die Bauweise für Ausnutzung der Windunterschiede zweckdienlich sein muß. Man wird wohl zu Flugzeugen kommen, die eine weitgehendere Veränderungsmöglichkeit von Flügeln, Flossen bzw. Klappen aufweisen. Eine Anregung zu dynamischen Überlandsegelflügen bietet der neue Fokkerpreis, der die Zurücklegung einer Strecke von 25 km verlangt. — Für die fernere Ausgestaltung der Segelflüge käme alsdann neben der Rhön ein bergisches Gelände in Frage mit lang ausgestrecktem Hange, das an und für sich zur Ausführung langer Flüge geeignet wäre. Erst später wäre dazu überzugehen, an der See Wettbewerbe für dynamische Flüge zu veranstalten.

Wir können sicher schneller vorwärts kommen, wenn neben der Ausführung von Segelflügen genaue Windmessungen vorgenommen werden, die uns erlauben, die Windstruktur an der Wasserkuppe, an anderen Gebirgen und an der See beurteilen zu können. So liegt im Zusammenhang mit dem Segelflug ein großer Bereich von Aufgaben vor, die nun von wissenschaftlichen Kreisen im weitesten Maße in Angriff genommen werden sollten, und die zu fördern, vor allem auch die »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt« berufen ist. Sie hat sich ja schon seither um die Förderung des Segelflugwesens große Verdienste erworben, indem sie den Ehrenschutz über die Rhönveranstaltung übernommen und durch den von ihr eingesetzten Technischen Ausschuß die Prüfung und Abnahme der Flugzeuge hat durchführen lassen. Sie suchte auch weiter, gerade dem diesjährigen Wettbewerb noch dadurch den Charakter einer für die Wissenschaft bedeutenden Veranstaltung zu geben, daß sie 2 Sprechtage der Gesellschaft auf der Rhön abhielt, bei denen Prof. Runge und Dr. Fröhlich sehr wertvolle Vorträge hielten. Wie weit der Rhönwettbewerb das allgemeine Interesse der wissenschaftlichen Fachwelt gefunden, geht zur Genüge daraus hervor, daß fast alle deutschen Hochschuldozenten für flugwissenschaftliche Gebiete kürzere oder längere Zeit auf der Rhön anwesend waren, und daß Fachgelehrte aus Holland, Skandinavien und Amerika tagelang in der Rhön weilten und Beobachtungen anstellten. Sehr nutzbringend erwiesen sich zwei auf Anregung von Professor Prandtl eingerichtete Diskussionsabende in Gersfeld, an denen sich die Flieger, sowie Theoretiker und Praktiker lebhaft beteiligten.

Für den nächsten Wettbewerb ist nun Sorge zu tragen, daß der sportliche Gedanke nicht zu sehr in den Vordergrund tritt. Es kann beispielsweise, wie schon erwähnt, keine Förderung des Segelfluges bedeuten, wenn Flüge von über 3 Std. Dauer verlangt werden; eine neue Rekordschaffung in dieser Hinsicht hat wohl nur sportliches Interesse. Die Preisausschreiben müssen besonders Rücksicht darauf nehmen, daß aus ihrer Erfüllung neue Beobachtungen entnommen und weitere Schlüsse gezogen werden können. So können wohl bedeutende Höhenflüge unter Berücksichtigung der Steiggeschwindigkeit nützen, ferner die Erfüllung anderer Aufgaben während des Fluges, Erzielung geringer Sinkgeschwindigkeit, die aber unter Berücksichtigung der Windverhältnisse und der Art des Flugzeuges zu bewerten ist, Gewinnung kleiner Eigengeschwindigkeit, Ziellandungen, Fernflüge u. a. Vielfach wurde der Wunsch geäußert, es möchte schon für das nächste Jahr ein Preisausschreiben für Segelflugzeuge mit eingebautem Motor erfolgen, der bei Windflaute einsetzen soll. Dies dürfte aber doch etwas verfrüht sein; es ist vor allem notwendig, zuerst den Segelflug in weitgehendem Maße zu studieren, bevor man einen Motor ausnutzt. Falls vielleicht die eine oder andere Fliegergruppe in Erwägung besonderer Gründe Flugzeuge mit Motor baut, so ist dies zu begrüßen, aber für den Wettbewerb dürften zweckmäßig zunächst solche Flugzeuge auszuschalten sein. Der Segelflug könnte im übrigen nur gefördert werden, wenn im Laufe des Jahres von anderer Seite Preise ausgeschrieben würden für Flüge, die nicht an die Rhön gebunden sind, wie es auch jetzt schon beim großen Industriepreis und dem Fokkerpreis der Fall ist.

Und noch etwas anderes darf nicht vergessen werden: die Erziehung des Nachwuchses. Wohl liegen ja darin die Verhältnisse nicht ganz ungünstig, weil an den verschiedenen Technischen Hochschulen die Akademischen Fliegergruppen bestehen, die schon im eigenen Interesse sich bemühen werden, Nachwuchs heranzuziehen, d. h. junge Leute für den Bau von Segelflugzeugen zu interessieren und ihnen Gelegenheit zum Schulen zu geben. Für diese jungen Flieger müssen aber besondere Preise ausgesetzt werden. Dies kann etwa in der Weise geschehen, daß künftig in höherem Maße, wie dies Jahr, zwei Gattungen von Preisausschreiben erfolgen, von denen die eine nur für solche Flieger offen steht, die keine Motorflugzeugführer sind. — Daß im übrigen es auch im nächsten Jahre notwendig wird, dem Preisgericht einen größeren Betrag zur Verfügung zu stellen, um besonders befähigte Flieger zu fördern, bzw. den Weiterbau von aussichtsreich erscheinenden Flugzeugen zu ermöglichen, braucht wohl nicht besonders betont zu werden.

Zusammenfassend ist zu sagen, daß der diesjährige Rhönwettbewerb wesentlich größere Leistungen hervorgebracht hat, als die Fachleute vermutet haben: langdauernde Flüge, Zurücklegung größerer Strecken, Landung oberhalb der Abflugstelle, Erhebung auf über 300 m, Ziellandungen; daß er Fliegern, Flugtechnikern und Theoretikern viel Anregung gegeben und gezeigt hat, welche Probleme zunächst in Angriff genommen werden müssen. Daß der Wettbewerb so glücklich verlaufen, liegt nicht zum wenigsten an der aufopfernden Selbstlosigkeit, mit der sich alle Beteiligten einsetzten. Ihnen allen muß herzlicher Dank gesagt werden, vor allem unseren herrlichen Fliegern, den Herren der Oberleitung und all der verschiedenen Ausschüsse, die eine schwere Aufgabe auf sich genommen hatten; insbesondere hatte die Sportleitung — die ebenso wie der Technische Ausschuß sehr unter den mangelhaften Raumverhältnissen zu leiden hatte — und der Meßtrupp die größte Mühe, um all den vielseitigen Anforderungen gerecht zu werden, die infolge des regen Flugbetriebes an sie gestellt wurden. Nun heißt es, nicht rasten, rechtzeitig die Vorarbeiten zum neuen Wettbewerb aufzunehmen, abzuwägen, wie dieser zweckmäßig auszugestalten ist, und mit Einsetzung aller Kräfte im nächsten Jahre eine Flugveranstaltung zu schaffen, deren Leistungen noch erhebliche Fortschritte gegenüber der diesjährigen aufweisen. Und wenn wir dieses erhoffen, so denken wir dabei in erster Linie an unsern technisch-wissenschaftlichen Nachwuchs, die deutschen Akademischen Fliegergruppen, die schon in diesem Jahre so Prächtiges leisteten!

Lehren des Rhönflugs 1922.

Von L. Prandtl, Göttingen.

1. Der Segelflug erfordert bekanntlich ein Flugzeug mit kleiner Sinkgeschwindigkeit, um auch geringer aufsteigende Windkomponenten auszunutzen. Zur Verringerung der Sinkgeschwindigkeit gelangt man (abgesehen von einem geeigneten Profil mit hohem $c_a{}^3/c_w{}^2$) einerseits durch Verkleinerung der Flächenbelastung, anderseits durch Verringerung aller Widerstände. Der erstere Weg, der zu sehr leichten Bauarten führt, hat 1922 keinen rechten Erfolg aufweisen können; die Preisträger waren durchwegs recht widerstandsfähig gebaute verhältnismäßig schwere Flugzeuge. Da beim Segelfliegen nicht nur eine kleine Sinkgeschwindigkeit erforderlich ist, sondern in manchen Lagen auch eine große Horizontalgeschwindigkeit bei immer noch kleiner Sinkgeschwindigkeit, um von starken Winden nicht abgetrieben zu werden, dürften auch in Zukunft die mittelschweren Flugzeuge den Vorrang vor den ganz leichten, auch rein fliegerisch, abgesehen von der Zerbrechlichkeit der letzteren, behalten. Es wird also die äußerste Verringerung aller Widerstände auch ferner Trumpf bleiben. Der Madelungsche Entwurf für das Hannoverflugzeug von 1921 wird dabei, wie es schon 1922 mehrfach der Fall war, auch weiterhin richtunggebend sein; die Art, wie der Führer bis auf den Kopf verdeckt ist, und doch gute Sicht und Gefühl für den Wind und für die Lage des Flugzeugs behält, dürfte auch nicht so leicht zu übertreffen sein.

Daß der Neubau der Hannoveraner von 1922, der »Greif«, so auffällig versagte, scheint mir nur zum kleineren Teil auf aerodynamische Mängel, wie z. B. auf die rauhe Oberfläche der unzellonerten Flügelspitzen und auf die Verletzung des



Flügelprofils durch die Aussparung in der Mitte, wo der Kopf des Führers Platz findet, zurückzuführen zu sein. Wichtiger dürfte, auch nach Aussage der beiden Flieger, der Umstand sein, daß der Führer soweit vorne sitzt, daß er für die Lage seines Flugzeuges im Raum kein rechtes Gefühl hat. Es wird gesagt, daß man ein Schiff von einem Platz vorne in der Nähe des Bugs nicht steuern könne, weil man beim Vorwärtsschauen kein Gefühl dafür habe, wie das Schiff liegt; je weiter nach hinten dagegen der Steuermann sich befinde, desto sicherer könne er das Schiff auch durch ein enges Fahrwasser bringen. Es scheint dies auch für Segelflugzeuge ein sehr beachtenswerter Gesichtspunkt zu sein. Es ist gut, wenn der Flieger seine Tragfläche sehen kann. Wichtig ist auch, daß ihm der Wind um die Ohren pfeift, damit er den Geschwindigkeitszustand richtig beurteilt. Mehrere Rhönflieger äußerten sich dahin, daß sie ein Schieben des Flugzeugs daran merken, daß ihnen das eine Ohr, das Seitenwind bekommt, kälter wird. Von diesem Gesichtspunkt aus ist die Anbringung des Kopfes des Fliegers in einem Ausschnitt des Tragflügels, wie es beim »Greif« der Fall war, wenig empfehlenswert, und auch dieser Umstand dürfte dazu beigetragen haben, daß der Greif immer zu große Geschwindigkeit annahm, trotzdem der Schwerpunkt nach den ersten Flügen kräftig nach hinten verlegt worden war.

2. Was die Steuerungen anbelangt, so läßt sich feststellen, daß die normale Flugzeugsteuerung, wenn die Ruder reichlich genug bemessen sind, sicher ausreicht. Es ist sehr schade, daß die flügelgesteuerte Darmstädter Maschine so spät erst fertiggeworden ist; vielleicht hätte sie bei längerer Einübung die hannoverschen Leistungen noch ganz erreicht; da die Rumpfausbildung nicht ganz so sorgfältig vorgenommen war, wie bei Hannover I, hätte man darin ein Plus der Flügelsteuerung erblicken müssen. Die Idee, als Hilfssteuerung noch das gewöhnliche Schwanzruder hinzuzunehmen, aber in feststellbarer Art mit dem »Gashebel«, scheint mir sehr glücklich zu sein. Es wird dadurch der Gefahr bei der Flügelsteuerung, daß in einem außergewöhnlichen Fall der Steuerausschlag nicht mehr ausreicht, in wirkungsvoller und zweckmäßiger Weise begegnet, und durch die Klinkenvorrichtung doch erreicht, daß der Flieger normalerweise es nur mit drei Steuern zu tun hat. Ein Flugzeug mit gleichzeitiger Betätigung von mehr als drei Steuern hat meiner Erinnerung nach noch nie Erfolg in der Luft gehabt. Der Unfall der Dresdner Flügelgesteuerten Maschine dürfte wohl auch darauf zurückzuführen sein, daß der Führer mit den vier Steuern nicht zurechtkam. Die Flügelsteuerung scheint mir für den Segelflug besonders angemessen zu sein, wegen der fast augenblicklichen Ausnutzungsmöglichkeit für jeden Windstoß, vor allem aber wegen der von Herrn Harth erdachten und ausgeübten Abflugmethode ohne fremde Hilfe[1]). Allerdings werden die schwereren Maschinen von dieser Abflugart nur bei sehr starkem Winde Gebrauch machen können. Daß man aber, soll anders der Segelflugsport Dauer haben, trachten muß, von der jetzigen Startart mit zahlreicher Mannschaft loszukommen, scheint mir keinem Zweifel zu unterliegen.

3. Über die Windströmungen an den Bergen sind viele lehrreiche Feststellungen gesammelt worden. Der Abhang eines langgestreckten Berges, dessen Kamm quer zur Windrichtung liegt, eignet sich wesentlich besser zum Segeln, als der eines kegelförmigen Berges, denn an jenem muß der Wind über den Berg weg, an diesem dagegen kann er auch seitlich vorbei, was natürlich keine so großen Aufkomponenten ergibt. Die Wasserkuppe eignet sich bei Westwind vorzüglich zum Segeln. Sie sendet zusammen mit dem Pferdskopf, ihren südwestlichen Ausläufer, einen breiten Luftstrom in die Höhe.

[1]) Daß im übrigen die Harth-Messerschmittschen Maschinen diesmal hinter den Erwartungen so sehr zurückblieben, scheint vor allem auf die zu geringe Verdrehungssteifigkeit der Flügel der 1922er Maschine zurückzuführen zu sein, durch die die Maschine dem Steuer nicht zuverlässig gehorchte, und der Flug unsicher wurde. Herr Harth ist auch dieser Ansicht. Es ist sehr bedauerlich, daß durch diesen Umstand eine gerechte Würdigung der Harth-Messerschmittschen Entwurfsidee unmöglich gemacht worden ist. Die Lehre, daß man den Flügeln ausreichende Steifigkeit gegenüber Verdrehungskräften geben muß, verdient von jedem Segelflugerbauer beherzigt zu werden.

Daß sich Hentzen bis auf 350 m über die Abflugstelle erheben konnte, zeigt, wie weit der aufsteigende Strom in die Höhe reicht. Bei geeigneten örtlichen Verhältnissen kann sich der aufsteigende Strom vom Berge ablösen und weiter im Steigen bleiben, bis diesem durch meteorologische Ursachen ein Halt geboten wird. Es erscheint nicht unwahrscheinlich, daß man, nachdem man erst hoch über den Gipfel gelangt ist, mit dem Winde fliegend noch auf längere Strecken in dem aufsteigenden Luftstrom bleiben kann. In den niedrigeren Regionen, so z. B. an der Wasserkuppe in der Höhe der Vorberge, wird vielfach kein aufsteigender Strom mehr gefunden. Hier herrscht, durch Windschattenwirkung der Vorberge, meist praktisch Windstille. In Kuppenhöhe fand dagegen Martens bei seinem Stundenflug gegen den Wind ansegelnd, noch mehrere Kilometer vom Berge genügend Aufwind, um die Höhe zu halten. Möglicherweise stammte dieser Aufwind von einem der Vorberge. Von Kanten der Bergkontur, von Felsvorsprüngen können sehr unangenehme, drehende Strudel ausgehen, die sich von ihrem Ursprung schlauchartig in der Richtung der Windströmung fortsetzen. Martens erzählt von einem Strudel, der ihn, trotz voller Verwindung nach links und voll ausgetretenem Seitensteuer in der entgegengesetzten Richtung herumgedreht hätte! Diese Dinge bedürfen noch eines eifrigen Studiums, und es ist auch notwendig, daß das Erfahrungsmaterial hierüber sorgfältig gesammelt und verarbeitet wird; wenn erst die Kenntnis der guten Aufwindzonen genügend gefördert ist, scheinen große Fernflüge ohne Motor in gebirgigen Gegenden, von Berg zu Berg durchaus im Bereich der Möglichkeit.

4. Ein Wort zum Schluß noch über künftige Wettbewerbe. Drei Stunden sind geflogen, und es ist klar, daß es lediglich eine Frage der persönlichen Ausdauer ist, daß auch dreimal drei Stunden geflogen werden. Vom Standpunkt des Technikers aus sind also in Zukunft Dauerflüge ohne Interesse. Die größte erreichte Höhe dagegen bedeutet eine Erprobung des Flugzeugs sowohl, wie des Fliegers auf Herz und Nieren. Am höchsten steigt, wer die kleinste Sinkgeschwindigkeit erreicht, denn der Aufwind, der in nächster Nähe des Berges am stärksten ist, nimmt mit zunehmender Höhe über dem Berg immer mehr ab. Die relativ günstigste Stelle am Berg zu finden und in dieser aus dem Flugzeug das Möglichste herauszuholen, wird dann die Kunst des Führers sein. Natürlich haben nur gleichzeitig von verschiedenen Flugzeugen erreichten Höhen Vergleichswert. Es besteht aber nach dem, was der letzte Wettbewerbstag auf der Wasserkuppe bot, kein ernstes Bedenken, jeweis zwei bis drei Flugzeuge gleichzeitig fliegen zu lassen, mit der Weisung, daß, wer nicht innerhalb 20 min in der Lage ist, den Gegner zu überhöhen, das Feld zu räumen hat. Die gleichzeitigen Höhenunterschiede wären dabei festzustellen.

Eine andere wichtige Wettbewerbsart, die besonders die Führereigenschaften und die Kenntnisse der Windströmungen zu prüfen geeignet ist, ist der Fernflug von Berg zu Berg; die Strecke muß dabei größer vorgeschrieben werden, als die durch Gleitflug von der größten Höhe über den Berg erreichbare. Das Ziel wäre dem Ermessen des Bewerbers freizugeben.

Neben diesen beiden Hauptwettbewerbern wäre an Zielflüge zu denken, die in diesem Jahr viel Interesse zu wecken vermochten, und ohne Zweifel an die Flieger bei guter Wahl des Ziels recht reizvolle Aufgaben stellen.

Über den großen Aufgaben zur Anspornung des technischen und fliegerischen Fortschritts wird man aber auch nicht vergessen dürfen, durch leichter zu gewinnende Preise (hauptsächlich Gleitflugpreise im Sinne der früheren Ausschreibungen) die Schar der Flugschüler anzulocken, die wir für künftige Erfolge unbedingt brauchen. Denn es wäre sehr schade, wenn sich die Segelfliegerei künftig auf eine kleine Anzahl von »Berufsseglern« beschränken würde; nur durch fortwährende Zuführung neuen Blutes kann die schöne Sache lebensfähig bleiben.

Zur Frage der Förderung des Segelflugs.

Von Wilh. Hoff.

37. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof.

Die Wettbewerbe 1920, 1921 und 1922 dienten der Förderung des Segelflugs. Daß Deutschland auf dem beschrittenen Wege vorangekommen ist, lehrt nachstehende Übersicht.

		Wettbewerb 1920	Wettbewerb 1921	Herbstflüge 1921	Wettbewerb 1922
Zahl der Bewerber . .		25	45		53
Zahl der zum Wettbewerb zugelassenen Flugzeuge		7	11		19
Zahl der Wettbewerbsflüge		44	119		110
Gesamtflugstrecke . .	km	7,78	60,42		137,51
Gesamtflugzeit	h	—	1		14
	min	11	51		10
	s	43	7		48
Durchschnittliche Länge eines Fluges	km	0,18	0,51		1,25
Durchschnittliche Dauer eines Fluges	min	—	—		7
	s	16	56		43
Höchstleistungen					
Strecke	km	1,83	3,90	7,50	10,00
Dauer	h	—	—	—	3
	min	2	5	21	10
	s	22,4	33	37	—
Sinkgeschwindigkeit .	ms^{-1}	+ 0,63	+ 0,78	+ 0,01	— 0,02
Steighöhe über Abflugstelle	m	—	—	> 20	rd. 350

Die Zahlen sprechen für sich selbst. Das erreichte Ergebnis ist zufriedenstellend. Der Nachweis des statischen Segelflugs ist somit gelungen. Das Ziel des dynamischen Segelflugs ist gesteckt. Der Weg zu ihm wird mühevoll sein.

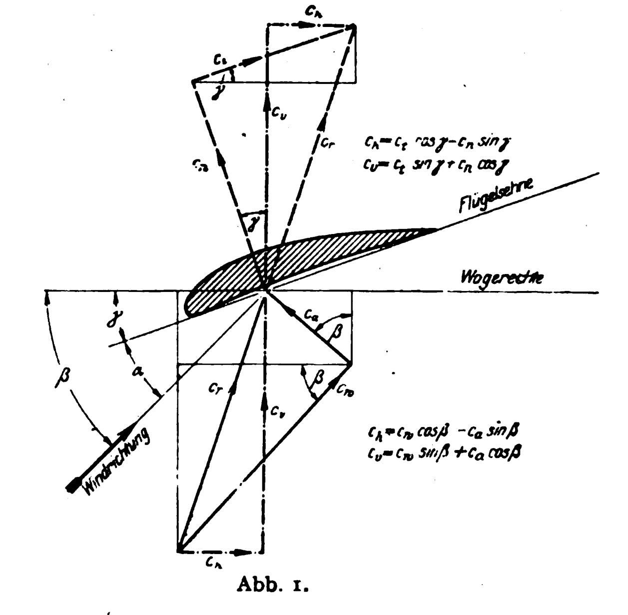


Abb. 1.

Während die Theorie des statischen Segelflugs mit elementarer Mechanik in wenig Worten zu erläutern ist, benötigt die Theorie des dynamischen Segelflugs trotz der wertvollen Ansätze von Knoller, Betz und von Karman noch umfangreiche Forschungsarbeiten, welche durch Versuche ähnlich der Katzmayrschen[1]) zu belegen sind.

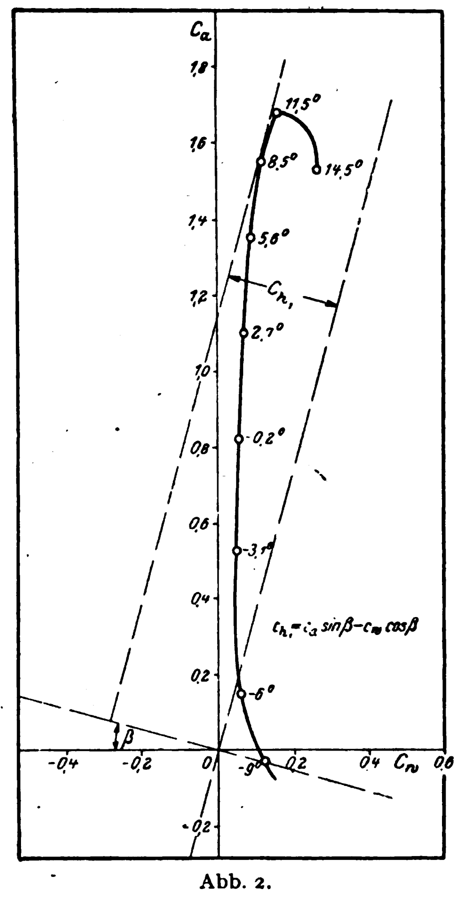


Abb. 2.

Madelung hat die Bedeutung der Mindestsinkgeschwindigkeit für den statischen Segelflug betont und bei dem Bau des »Vampyr« der Akademischen Fliegergruppe Hannover durch geschickte Auswahl des für die Sinkgeschwindigkeit wichtigen Wertes c_a^3/c_w^2 den rühmlichst bekannten technischen Erfolg vorbereitet. Der »Vampyr« besitzt bei einem $(c_a^3/c_w^2)_{max} = 300$ eine theoretische Mindestsinkgeschwindigkeit $w_{min} = 0,77\ ms^{-1}$. Da der mit Führer besetzte »Vampyr« etwa $G = 185$ kg wiegt, so ist die theoretische Windleistung beim statischen Segelflug mit

$$N_{stat} = w_{min} G = 142\ mkgs^{-1} = 1,90\ PS.$$

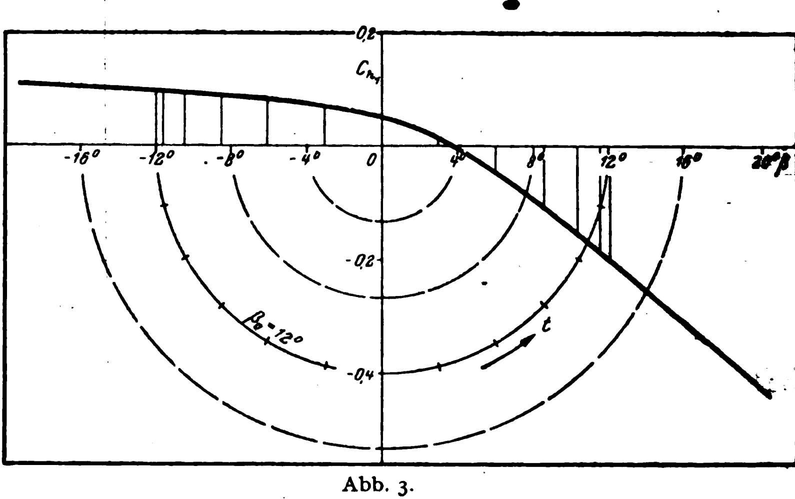


Abb. 3.

[1]) R. Katzmayr, »Über das Verhalten von Flügelflächen bei periodischen Änderungen der Geschwindigkeitsrichtungen«, ZFM 1922, S. 80 und S. 95.



Von großem Interesse ist nun zu wissen, welche Leistung mit diesem Flugzeug beim dynamischen Segelflug dem Winde entnommen werden muß.

Die Knoller-Betzsche Theorie[1]) gibt hierfür einen Anhalt, wenn die Annahmen dieser Theorie auch der nachstehenden Betrachtung zugrunde gelegt werden.

Unter der Voraussetzung, daß der in seiner Stärke gleichbleibende Wind in seiner Höhenrichtung nach dem Sinusgesetz

$$\beta = \beta_0 \sin (\lambda t)$$

schwankt, — worin β die Neigung des Windes gegen die Wagerechte, β_0 die größte Neigung, t den Zeitwert und λ einen Faktor bedeuten, welcher durch die Dauer T (s) der Periode zu $\lambda = \frac{2\pi}{T}$ bestimmt ist — lassen sich dem Lilienthalschen Polardiagramm (Abb. 2) die nachstehend beschriebenen Hilfskurven ableiten. Die Bezeichnungen sind in der Abb. 1 erläutert[2]).

Die Betrachtung wird nur für den »günstigsten« Fall, bei welchem das Flugzeug sich stets in die Stellung des geringsten Stirnwiderstandes einstellt oder eingesteuert wird, durchgeführt. Die Komponenten des Gesamtluftkraftbeiwertes c_r in Richtung parallel und senkrecht zur Schwingungsmittellinie, d. i. der Wagerechten, sind mit c_{h1} und c_{v1} bezeichnet. Durch c_{h10} und c_{v10} sind die zeitlichen Mittelwerte von c_{h1} und c_{v1} für ein bestimmtes β_0 gekennzeichnet.

Die Abhängigkeit von β ist für c_{h1} in Abb. 3 und für c_{v1} in Abb. 4 wiedergegeben. In Abb. 5 wird $c_{h10} = 0$ für den Ausschlag $\beta_0 = 11{,}7°$ gefunden. Für diesen Wert $\beta_0 = 11{,}7°$ werden in Abb. 6 c_{h1} und c_{v1} in Abhängigkeit von t aufgetragen.

Wir erhalten

$$c_{h10} = \int_{t=0}^{t=T} c_{h1}\, dt = 0, \qquad c_{v10} = \int_{t=0}^{t=T} c_{v1}\, dt = 0{,}76.$$

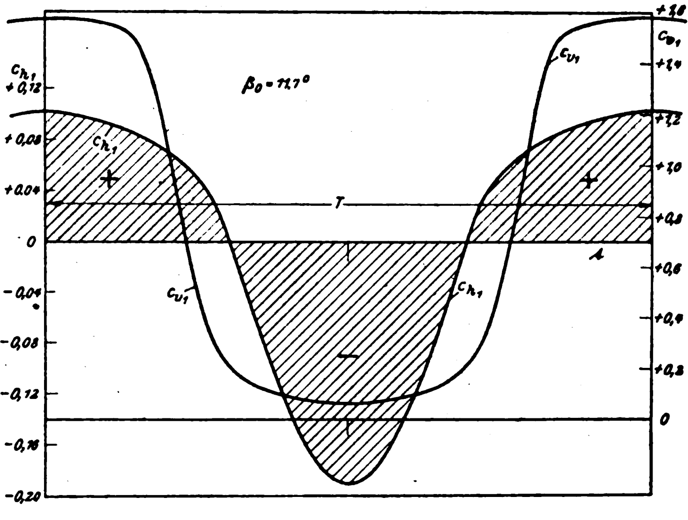


Abb. 6.

Während 39 vH der Schwingungsdauer T ist c_{h1} negativ, d. h. der Wind übt einen Schub auf das Flugzeug aus. Der Mittelwert der negativen c_{h1} ist $-0{,}119$. Während der restlichen 61 vH der Schwingungsdauer T ist dagegen c_{h1} positiv, d. h. das Flugzeug übt einen Schub auf den Wind aus. Der Mittelwert der positiven c_{h1} ist $+0{,}076$. Denken wir uns diese Werte über die ganze Periode verteilt, so wird

$$c_{h1m} = \left\{ \begin{matrix} 0{,}39 \cdot 0{,}119 \\ \text{oder} \\ 0{,}61 \cdot 0{,}076 \end{matrix} \right\} = 0{,}046.$$

Der »Vampyr« besitzt eine Flügelfläche $F = 16$ m². Aus der Beziehung

$$q = \frac{1}{c_{v10}} \cdot \frac{G}{F}$$

wird der Staudruck q (kgm⁻²) erhalten zu

$$q = 15{,}2 \text{ kgm}^{-2}.$$

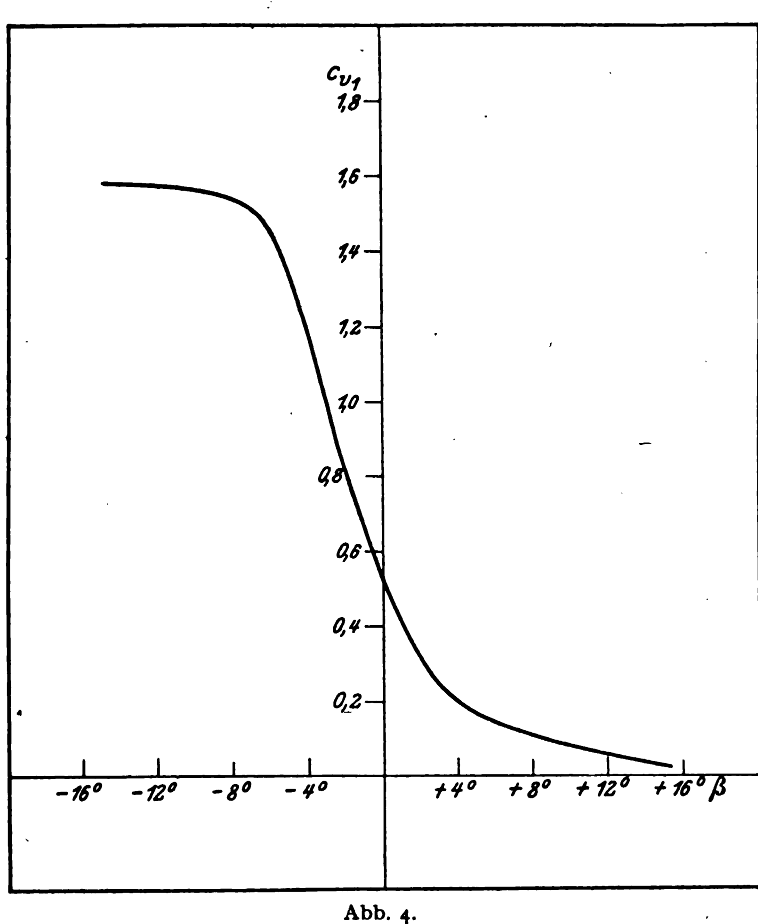


Abb. 4.

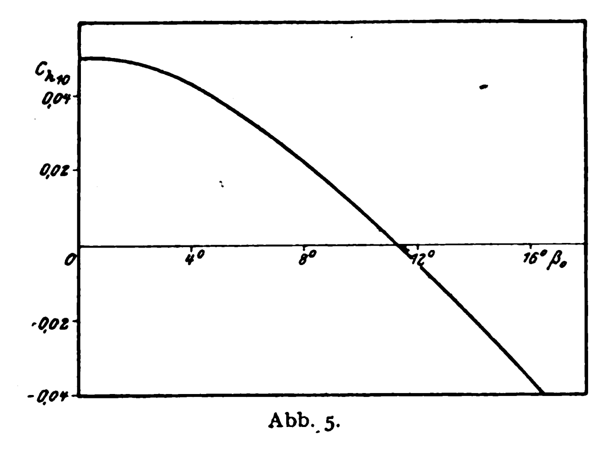


Abb. 5.

Mit $\frac{\gamma}{g} = {}^1/_8$ kgm^{-4}s^2 wird die mittlere Fluggeschwindigkeit errechnet zu

$$v = \sqrt{2 \frac{g}{\gamma} q} = 15{,}6 \text{ ms}^{-1}.$$

[1]) R. Knoller, »Zur Theorie des Segelflugs«, ZFM 1913, S. 13. A. Betz, »Ein Beitrag zur Erklärung des Segelflugs«, ZFM 1912, S. 269.

[2]) Die Abbildungen sind teilweise dem Bericht W. Hoff, »Der Segelflug und die Rhön-Segelflug-Wettbewerbe«, Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik, Bd. 2, 1922, S. 207 ff. entnommen.

Und endlich die dem Winde entnommene Flugleistung

$$N_{\text{dyn}} = c_{h\,1\,m} F q v = 175 \text{ mkgs}^{-1} = 2{,}34 \text{ PS}.$$

Dies Ergebnis besagt, daß der dynamische Segelflug um etwa ¼ mehr Leistung erfordert als der statische Segelflug. Dies ist dadurch zu erklären, daß der für den statischen Segelflug wichtige Wert $c_a{}^3/c_w{}^2$ als diejenige Größe ausgezeichnet ist, bei welcher die Schwebeleistung am kleinsten ist. Durch die Mittelwertbildungen werden die dem dynamischen Segelflug entsprechenden Werte c_v und c_h ungünstiger. Sie werden um so besser, je höhere c_a-Werte und je kleinere c_w-Werte das Lilienthalsche Polardiagramm ergibt. Der untere Ast der Polarkurve ist für den Segelflug günstig, wenn er noch bei hohen c_a-Werten abbiegt. Damit im Bereich der Ausschlagwinkel β fortlaufend c_a- und c_w-Werte berührt werden können, ist notwendig, daß die Polarkurve weder bei hohen noch bei niedrigen c_a-Werten plötzlich unstetig wird.

Die Knoller-Betzsche Theorie arbeitet mit einem Wind gleicher Stärke. Tatsächlich sind aber nach Beobachtungen die Stärkeschwankungen des Windes recht erheblich. Ein in seiner Stärke wechselnder Wind ist Leistungsträger. Wieviel dieser Leistung entnommen und in Schwebeleistung umgestaltet werden kann, bleibt zu erforschen. Zunächst ist wichtig, die überhaupt verfügbare Quelle zu kennen.

In folgendem wird ein Wind von der durchschnittlichen Stärke v_0 (ms^{-1}), welchem der Wind $v_1 \sin(\lambda t)$ überlagert ist, wobei $\lambda = \frac{2\pi}{T}$ und T die Dauer einer Periode sind, zugrunde gelegt.

Der zur Zeit t wehende Wind hat hiermit die Stärke

$$v = v_o + v_1 \sin(\lambda t) = [1 + k \sin(\lambda t)]\, v_o,$$

wenn das Verhältnis $v_1/v_0 = k$ eingeführt wird.

Die zur Zeit t sekundlich durch eine quer zur Windrichtung gestellte Fläche O (m^2) fließende Windmasse ist

$$\frac{\gamma}{g} O\, [1 + k \sin(\lambda t)]\, v_o.$$

Die zum gleichen Zeitpunkt durchströmende Leistung L_1 (kgms^{-1}) ist

$$L_1 = \frac{1}{2} \frac{\gamma}{g} O\, [1 + k \sin(\lambda t)]^3\, v_o^3.$$

Bei gleichmäßigem Wind wäre dieselbe

$$L_o = \frac{1}{2} \cdot \frac{\gamma}{g} O\, v_o^3.$$

Der Unterschied $L_1 - L_0$ ergibt die zur Zeit t dem Querschnitt O entnehmbare Leistung

$$L_1 - L_o = \frac{1}{2} \frac{\gamma}{g} O\, v_o^3\, [(1 + k \sin(\gamma t))^3 - 1]$$

Wird nicht nach der Leistung zur Zeit t, sondern nach der im Durchschnitt entnehmbaren Leistung gefragt, so ist zu schreiben

$$L_1 - L_o = \frac{1}{2} \frac{\gamma}{g} O\, v_o^3\, \frac{1}{T} \int_{t=o}^{t=T} [(1 + k \sin(\lambda t))^3 - 1]\, dt.$$

Die Ausrechnung des Integrals ergibt

$$\frac{1}{T} \int_{t=o}^{t=T} [(1 + k \sin(\lambda t))^3 - 1]\, dt =$$

$$= \Bigg|_{t=o}^{t=T} \left[\frac{3}{2} k^2 - \frac{\left(\frac{3}{4} + 3k^2\right)}{2\pi} \cos(\lambda t) - \frac{3k^2}{8\pi} \sin(2\lambda t) + \right.$$

$$\left. + \frac{1}{24\pi} \cos(3\lambda t) \right]$$

Da der Integrationsbereich über eine volle Periode zu nehmen ist, fallen die Glieder mit Winkelfunktionen von (λt) fort. Die entnehmbare Leistung ist nach Einführung der Größe l (kgms^{-1} · m^{-2})

$$l = \frac{3}{4} k^2 \frac{\gamma}{g} v_o^3.$$

Ein Wind von einer mittleren Stärke $v_0 = 10$ ms^{-1} und einem Verhältnis $k = 0{,}2$ ist bei einer Massenluftdichte $\gamma/g = 1/8$ kgm^{-4} s^2 enthält demnach

$$l = 3{,}75 \text{ kgm}^{-1} s^{-1} = 0{,}05 \text{ PSm}^{-2}.$$

Ein Flugzeug mit dem Leistungsbedarf von 2,5 PS könnte bei voller Auskämmung der Stärkenänderungen von 50 m^2 Windstrom getragen werden, d. h. unter den angegebenen Verhältnissen müßte sich die Wirkungshöhe eines Flugzeugs von 13 m Spannweite auf rd. 4 m erstrecken. Der Gedanke ist verlockend, solche Leistungsquellen nutzbar zu machen.

Den theoretischen Überlegungen haben Versuche am Modell und in natürlicher Größe parallel zu gehen. Wettbewerbe sind als Ansporn zu Höchstleistungen nützlich, in der Förderung des dynamischen Segelflugs sind sie vorerst unzureichend und können die notwendige systematische Arbeit nicht ersetzen. Der von ganz Deutschland warm empfundene Erfolg dieses Jahres möge dazu beitragen, Hilfsmittel auch für solch stille Arbeit freizumachen.

Kurze Betrachtungen zu den diesjährigen Rhönflügen.

Von A. Pröll.

Wenn wir dem in aller Welt mit Staunen und Verwunderung begrüßten Erfolg des diesjährigen Rhönwettbewerbes nachdenken, so liegt die Frage nahe: Wodurch sind diese gewaltigen Fortschritte erzielt worden und welche Ausblicke eröffnen sich für die Zukunft des motorlosen, wie auch des Fluges mit künstlicher Antriebskraft?

Es fällt bei Betrachtung der erfolgreichsten Maschinen auf, daß sie im wesentlichen den vorjährigen Preisträgern gleichen oder nur geringe Abänderungen zeigen. So ist z. B. der Hannoversche »Vampyr«, mit dem Hentzen und Martens ihre wundervollen, stundenlagen Kreise über der Wasserkuppe zogen, die gleiche »alte« Maschine, mit der 1921 Blume und Martens ihre schönen Dauerflüge ausgeführt haben. Damals freilich waren es in der Hauptsache Gleitflüge, und nur selten und fast nur durch Zufall gelang es, die Startstelle durch Benutzung des Hangwindes um einige 20 bis 50 m zu überhöhen.

Wie ist dann der große Sprung der Leistungen zu erklären? Wir gehen wohl nicht fehl, wenn wir dafür hauptsächlich drei günstige Faktoren als Gründe anführen:

Vorteilhafte meteorologische Verhältnisse.

Vorzügliche Eignung und Schulung der Flieger.

Verbesserte Konstruktion, insbesondere Steuerbarkeit und Wendigkeit der Maschinen.

Bei den großen Rekordflügen, die fast ausnahmslos an dem verhältnismäßig steilen Westhang der Wasserkuppe stattfanden, herrschte ein im Mittel wundervoll stetiger frischer Wind von 8 bis 10 m/s, der bei der Neigung des Geländes eine Aufwärtskomponente von selten unter 0,8 m/s, meist aber über 1,2 m/s gewährleistete. Allerdings war der Wind meistens auch »böig«, d. h. mit mehr oder weniger periodischen Schwankungen durchsetzt, und sicher ist es den gut geschulten Piloten mehrfach geglückt, die eine oder andere Bö abzufangen und zum Hochtreiben auszunutzen. Aber das sind doch wohl Ausnahmen gewesen; in der Hauptsache war es doch Segelflug im Hangwind, und dazu waren die Verhältnisse am Westhange der »Kuppe« so günstig, wie sie anderwärts wohl nur gelegentlich angetroffen werden können. Die Richtigkeit dieser Anschauung scheint auch durch die Tatsache eine Stütze zu finden, daß es Hentzen und Hackmack nur gelang, bis zu einer bestimmten Höhe (350 m) über die Kuppe zu kommen und nicht höher; offenbar verflachte sich darüber hinaus die aufsteigende Windströmung derart, daß sie die Flugzeuge nicht mehr weiter zu heben imstande war.

Die allseits bewunderte lange Dauer der Rekordflüge erklärt sich damit ungezwungen: Solange der Hangwind in gleicher (oder auch noch etwas geringerer) Stärke wehte, war ein dauerndes Schweben möglich, sobald nämlich die Flieger und das Flugzeug (beide bilden für den Segelflug in der Tat eine Einheit: »die Maschine«) erst einmal in der Lage waren, den Hangwind zu benutzen und immer wieder in die günstigste Lage zurückzukehren.

So einfach diese Folgerung aussieht, so schwierig muß doch wohl ihre Erfüllung in der Praxis sein, denn sonst würden wohl auch noch viel mehr ähnliche Erfolge erzielt worden sein. Auch schon im vorigen Jahre hätte man den Stundenflug haben können (Harth-Messerschmidt haben es ja damals tatsächlich auf 21 min gebracht); aber man erkennt, daß es zum wirklichen Dauerflug noch der beiden anderen Faktoren bedarf: der besten Steuerbarkeit des Flugzeugs und der Geschicklichkeit und Ausdauer der Flieger.

Was das erstere betrifft, so kann ich eigentlich nur über die Hannoverschen Maschinen etwas aussagen, an denen ich als Mitarbeiter beteiligt war. Gegenüber dem Vorjahr ist am »Vampyr« (dessen erster Entwurf Dr.-Ing. Madelung zu danken ist) nicht viel geändert worden. Aber diese geringen Änderungen dürften wesentlich zum Erfolg beigetragen haben. Zunächst wurde das seitliche Trägheitsmoment wesentlich verkleinert, indem die schweren Gummi- und Lederpuffer, die früher an den Flügelenden angebracht waren (zwecks Auffangens von Landungsstößen usw.), als ziemlich überflüssig beseitigt wurden.

Dann aber ist vor allem die Verwindung neu hergestellt worden. Sie hatte sich beim letztjährigen Wettbewerb (gewöhnliche Klappen) als unzureichend erwiesen bei der immerhin geringen Geschwindigkeit des Apparates. Nun wurde eine elastische Verwindung des größten Teiles der äußeren Flügelenden eingebaut, bei der nach einem Entwurf des hannoverschen Studierenden Herrn Mehrtens[1]) eine recht praktische, leicht gehende Betätigung des Steuerknüppels bei geringsten äußeren Widerständen zur Ausführung kam. Ich stehe nicht an, der auf größere Breite hin dadurch herbeigeführten Elastizität der Flügelenden ein gut Teil der vorzüglichen Wirkung der Verwindung und die hervorragende Steuerbarkeit des »Vampyr« zuzuschreiben. Es ist doch wohl so, daß — wenigstens im Prinzip — der starre Tragflügel zum starken Motor paßt, während für den motorlosen Segelflug die Zukunft zweifellos dem anpassungsfähigen elastischen Flügel gehört.

Daß übrigens die beste Steuerfähigkeit allein den Erfolg noch nicht verbürgt, ist wohl selbstverständlich. Immerhin möchte noch darauf hingewiesen werden, daß gerade die Segelflugzeuge höchster Leistungsfähigkeit (geringsten Widerstandes, kleinster Sinkgeschwindigkeit) sehr empfindlich zu sein scheinen in bezug auf geringe Änderungen in Form und Anordnung, sobald dadurch die aerodynamischen Verhältnisse in Mitleidenschaft gezogen werden.

So hat beispielsweise das zweite (neuere) hannoversche Flugzeug »Greif« trotz noch besserer Steuerfähigkeit und geringerem Gesamtgewicht die Leistungen des älteren »Vampyr« nicht zu erreichen vermocht. Die Gründe dafür, über die voraussichtlich in einer in Vorbereitung befindlichen zusammenhängenden Studie berichtet werden wird, scheinen nicht allein in Konstruktionsunterschieden der beiden Flugzeuge zu liegen (denn diese müßten größtenteils für »Greif« günstig sein), sondern wahrscheinlich mehr in der größeren Schwierigkeit, den »Greif« zu fliegen. Wie sogleich ausgeführt werden wird, ist der Erfolg ebenso sehr an den Flieger wie an das Flugzeug gebunden, und alles, was die bewußte oder unbewußte Tätigkeit des ersteren hemmt, schadet dem Erfolg. Es muß das Ziel des Konstrukteurs sein, durch möglichste Erleichterung der Steuerbetätigung und Unterstützung des »fliegerischen Gefühls« und der fast unbewußt-instinktiven Reaktion des Fliegers das Endergebnis günstig zu beeinflussen[2]).

[1]) Studienarbeit aus den Flugzeugkonstruktionsübungen an der Hochschule Hannover; Ausführung und Vorversuche von der »Hawa« in Gemeinschaft mit dem flugtechnischen Forschungsinstitut der genannten Hochschule.

[2]) Daß auch vorzügliche Ausführung in allen Einzelheiten eine wichtige Bedingung für den Erfolg ist, dürfte wohl als selbstverständlich gelten. In dieser Hinsicht waren die erfolgreichsten Maschinen mustergültige Beispiele: »Vampyr« und »Greif« hatte die Hannoversche Waggonfabrik (Hawa) gebaut (nach den Entwürfen von Madelung und des flugtechnischen Forschungsinstitutes der Hochschule unter fachmännischer Beratung des Chefingenieurs Dorner der Hawa). Die erfolgreiche Darmstädter Maschine »Geheimrat« ist in den Werkstätten der Bahnbedarf A. G. in Darmstadt entstanden. Beide Firmen haben die Herstellung völlig kostenlos übernommen, und ihnen gebührt ein wesentlicher Anteil an dem Erfolg!

Und damit kommen wir auf die Tüchtigkeit des Fliegers zu sprechen, als dem dritten Moment des Erfoges. Mehr als anderswo gehören für den motorlosen Flug Mensch und Maschine zusammen zu einem Gesamtwerkzeug. An Stelle des Motors tritt beim Segelflugzeug der geschulte und durch fliegerische Erfahrung und Gefühl richtig »gesteuerte« Wille des Fliegers. Und aus den Fortschritten dieses Jahres auf der »alten« Maschine ersehen wir es, daß neben den konstruktiven Verbesserungen des Flugzeuges die gesteigerte Vertrautheit mit der neuen Flugart (ich will nicht sagen »Sport«, denn die Segelflüge besitzen schon heute mehr als bloße sportliche Bedeutung!) einen wesentlichen Anteil an diesem Fortschritt hatte. Wenn vorhin gesagt wurde, daß der Dauerflug durch den stetigen Hangwind ermöglicht wurde, so gehört dazu unbedingt dieses fliegerische Gefühl und die Ausdauer des Piloten, die auch ein gut Teil Nervenkraft erfordert. Gerade darin, daß die Flieger immer mehr lernen, auf die Feinheiten der Luftbewegungen zu achten, um sie möglichst zu erhöhten Leistungen (insbesondere beim Höhenrekord) auszunutzen, liegt meines Erachtens der besondere Reiz, aber auch ein ganz großer Wert des motorlosen Fliegens. Es ist doch eine ganz andere und viel wertvollere »Beherrschung der Luft«, diese durch Vertrautheit mit ihren Eigentümlichkeiten und durch Geschicklichkeit gewonnene Segelfähigkeit, als die »rohe Gewalt« eines 200 PS-Einsitzers, der alle Böen und Aufströmungen fast unbeeinflußt und ohne sie auszunutzen durchsaust!

Eine Bemerkung drängt sich hier noch auf: Das motorlose Fliegen lernt sich leicht; wie viele (die überhaupt das Zeug dazu hatten) konnten in kürzester Zeit auf gute Erfolge blicken!

So hat beispielsweise Hentzen (freilich auch ein alter Kampfflieger) in diesem Jahre zum erstenmal im Segelflugzeug gesessen und gleich bei den ersten Flügen hervorragende Leistungen gezeigt. Es wirkt da offenbar auch eine Art von »Massenschulung« mit, und zweifellos wird später einmal, wenn das motorlose Fliegen in weitere Kreise gedrungen sein wird, das Erlernen desselben kaum mehr Schwierigkeiten machen, als vielleicht der Schilauf.

Und damit komme ich zum Schluß noch auf die Frage der Zukunft des motorlosen Fluges. Es ist von ihr in dieser Zeitschrift schon wiederholt die Rede gewesen. Der Segelflug wird nicht bloß ein begeisternd schöner Sport sein, er wird auch als Mittel zum Zweck dienen, einmal als die beste Art der Schulung für den Motorflugzeugführer[1]). Ein weiterer und vielleicht der wichtigste Zukunftswert des neuen Segelflugwesens muß in der »Züchtung« von Flugzeugen mit geringster Sinkgeschwindigkeit und kleinsten induzierten und schädlichen Widerständen erblickt werden. Inwieweit daraus in absehbarer Zeit ein besonders leistungsfähiges Flugzeug mit schwachem und billigem Motor entwickelt werden wird, läßt sich freilich noch nicht übersehen, denn dies ist eben auch eine Frage der Motorfabrikation, die in diesem Gebiete noch ein wenig bearbeitetes Feld vor sich hat. Auch das »Segelflugzeug mit Hilfsmotor« gehört zu diesen Zukunftsproblemen, die zweifellos einmal eine fruchtbare Lösung finden werden. Ob freilich der Antrieb eines solchen zukünftigen Idealverkehrsmittels in der bisher üblichen Weise mit hochtourigem Motor und Schraubenpropeller erfolgen wird, die beide auch nicht so recht zum Segelflugzeug passen wollen (ebensowenig wie der starre Tragflügel), bleibe dahingestellt.

Für die nächste Zukunft jedenfalls haben wir näherliegende Aufgaben, und von diesen seien nur drei erwähnt: der Versuch, den Segelflug auch auf weniger günstigem Gelände und in der Ebene auszuführen unter Ausnutzung etwaiger thermischer aufsteigender Luftströmungen, die Verbesserung der Startmethoden bis zum »Selbststart«, der übrigens auf der »Kuppe« dies Jahr schon verschiedentlich bei günstigen Wind-

[1]) In diesem Sinne war das Erscheinen des ersten doppelsitzigen Segelflugzeugs (von Fokker) und der erste Passagierflug von vielleicht epochaler Bedeutung.

verhältnissen (mit Apparaten von Hardt und Messerschmidt) gelungen ist. Endlich ist es vor allen Dingen notwendig, dem Segelflug recht viele tüchtige Kräfte zuzuführen, denn dadurch, daß allmählich ein des Fliegens kundiges Geschlecht bei uns heranwächst, werden auch die Möglichkeiten des technischen Fortschrittes erweitert und neue, heute vielleicht noch ungeahnte Wege für die Luftfahrt vorbereitet.

Die Bedeutung des motorlosen Segelflugs.

Von A. v. Parseval.

Als vor zwei Jahren der erste Wettbewerb im Segelflug ausgeschrieben wurde, fand die Idee überall Gegner und Zweifer, die die Bestrebungen, ohne Motor zu fliegen, als utopisch verlachten. Trotzdem fand sich eine kleine Gemeinde auf der Wasserkuppe ein, die mit meist selbst gefertigten Maschinen den Wettbewerb bestritten, und wie in den ersten Zeiten des Motorflugs kamen neue und teilweise recht seltsame Konstruktionen zutage. Das Jahr verlief so in unsicherem Tasten, und die Leistungen waren bescheiden. Aber im zweiten Jahre befestigte sich die Technik des Gleitflugs einigermaßen, und den besseren Apparaten gelang es, Flüge mit einer gewissen Regelmäßigkeit auszuführen. Damit war die Grundlage für weitere Erfolge geschaffen, und im dritten Jahr hat man Flüge von Stunden gesehen, darunter einen von 3 h 10 m, und die Abflugstelle wurde um mehr als 300 m erhöht.

Das Ziel, das schon den Alten vorschwebte, das der Altmeister Lilienthal nicht erreichte, aber in erreichbare Nähe rückte: den arbeitslosen Segelflug der Vögel auszuführen, sich gleich ihnen mühelos im Äther zu wiegen, dieses Ziel, es ist zwar noch nicht ganz erreicht; ihm ist man aber so nahe gekommen, daß die volle Beherrschung dieses Gebietes nur eine Frage der Zeit ist.

In Deutschland ist es der Storch, den man am häufigsten und leichtesten bei seinen schönen Schwebeflügen beobachten kann; Adler, Geier und Bussarde zeigen das Experiment vielleicht in noch größerer Vollendung, und noch sind die gefiederten Luftbewohner überlegen.

Die wichtigste technische Vorbedingung für den Segelflug ist, daß der Apparat ein guter Gleitflieger sei, der bei großer Fluggeschwindigkeit möglichst wenig an Höhe verliert, bei ruhiger Luft natürlich. Der sogenannte »Gleitwinkel« soll also ein möglichst spitzer und der Höhenverlust in der Sekunde möglichst klein sein. Nun gibt es aber in der Atmosphäre fast allenthalben auf- und absteigende Luftströmungen. Wenn nun ein Gleiter in eine solche Strömung gerät, so wird seine Fallgeschwindigkeit verändert, und zwar um den Betrag, um welchen der Luftstrom, der natürlich viel größer angenommen ist als das Fahrzeug, sich hebt oder senkt. Auf diese Weise war es den Segelfliegern möglich, im aufsteigenden Luftstrom hoch über der Wasserkuppe zu kreisen, und diese Erfolge waren infolge der Verbesserung der Gleitfähigkeit der Apparate erreichbar.

Aufgabe des Fliegers ist es also, den Apparat so zu steuern, daß er seine günstigste Sinkgeschwindigkeit hat, was nicht allzu schwierig ist, dann aber, die aufsteigenden Luftströmungen zu finden, sich mit ihrer Hilfe emporzuschrauben und aus der erlangten Höhe die etwa gegebenen Zielpunkte der Fahrt im Gleitflug zu erreichen. Das wesentlichste Moment für den Erfolg ist daher die Geschicklichkeit der Flieger, wenn auch die technische Vollkommenheit der Apparate die erste Vorbedingung ist

Die Güte der Apparate hängt ab von der Tragfähigkeit der Flügel und der möglichsten Verminderung aller Bewegungswiderstände, außerdem von der zweckmäßigen Einrichtung der Lenkvorrichtungen. Auf letzterem Gebiet gab es interessante Neukonstruktionen zu sehen; doch scheinen die altbekannten Steuervorrichtungen zu genügen.

Der Erfolg beruht bisher in erster Linie auf Ausnutzung des Hangwindes. Das Übungsgelände ist mit besonderer Rücksicht hierauf ausgesucht. Die Wasserkuppe mit ihren nach allen Richtungen sanft abfallenden Hängen zwingt die anströmende Luft in die Höhe zu steigen; man hat daher auf der Windseite der Kuppen stets günstige Verhältnisse für das Schweben. Für die guten Apparate reichte eine Windstärke von 8 bis 10 m/s zum dauernden Schweben aus. Allerdings ist nicht jeder Tag gleich günstig; vielmehr können bei anscheinend gleichen Verhältnissen starke Verschiedenheiten in der Tragkraft der Luft bestehen. Das erklärt sich aus den thermischen Verhältnissen. Wenn der Boden durch die Sonne erwärmt wird, so nimmt die den Boden direkt berührende Luft eine höhere Temperatur an und steigt infolgedessen in die Höhe; es entstehen sogenannte Sonnenböen. Namentlich ist dies an den der Sonne ausgesetzten Südabhängen der Fall, und besonders fühlbar war die Wirkung, wenn sie durch schwachen Südwind noch verstärkt wurde. Die Sonnenböen werden vielfach von den Vögeln ausgenutzt, und aus ihnen erklärt sich ihr schönes Kreisen. Unsere Flieger werden bei vermehrter Erfahrung auch diese Erscheinungen voll auszunutzen lernen.

Doch kommt für das Segeln noch eine andere Energiequelle in Betracht; die Wirbel und die fluktuierenden Bewegungen der Luft, auch wenn kein im ganzen aufsteigender Luftstrom vorhanden ist. Es ist der Traum der Flieger, mit diesen Wirbeln schweben zu lernen; doch ist es zweifelhaft, ob diese Energiequelle ausgiebig genug ist. Immerhin machen es neuere Laboratoriumsversuche wahrscheinlich, daß beim Fliegen in wirbelerfüllter Luft sich die Sinkgeschwindigkeit vermindert. Bei fluktuierenden Strömungen müßte man so fliegen, daß man bei zunehmender Windgeschwindigkeit gegen den Wind, bei abnehmender Windgeschwindigkeit mit dem Winde fliegt. Bei abwechselnd auf und ab steigenden Luftströmungen müßte man mit der steigenden Böe steigen, mit der Fallböe fallen, was man ja ganz von selbst macht. Die Erfahrung lehrt aber, daß man dabei doch viel Höhe verliert. Bei der Ausnutzung dieser »inneren Arbeit der Luft« ist es nützlich, wenn der Apparat eine große Geschwindigkeit erreicht, was namentlich bei dem siegreichen »Vampyr« der Fall war, während es für die Ausnutzung der aufsteigenden Luftströmungen gleichgültig ist, wie groß die Horizontalgeschwindigkeit des Apparates ist, wenn nur seine Sinkgeschwindigkeit klein ist.

Bei der weiteren Entwicklung handelt es sich um die Ausbildung der Apparate und der Flieger. Die Apparate lassen sich nach den Erfahrungen im Fluge und den Laboratoriumsversuchen berechnen, obwohl es hier noch Feinheiten gibt in der harmonischen Durchbildung, was Trägheitsmoment, Belastung und Ausbildung der Steuerorgane betrifft, die von großem Einfluß auf den Flug sind, aber sich der genaueren Kenntnis bisher entziehen.

Die Tüchtigkeit der Flieger ist Sache der Begabung und der Übung. Nicht nur der gewöhnliche Fliegerschneid und technisches Geschick sind erforderlich, sondern Verständnis für Meteorologie, für die dynamischen und thermischen Wirkungen des Luftmeers und ein rascher Blick für die Situation. So verspricht der Segelflug eine der schönsten und interessantesten Sportsbetätigungen zu werden, die auch dem mittelmäßig Begüterten zugänglich ist. Dabei ist er eine ausgezeichnete Vorschule für Motorflugzeugführer und wird uns helfen, das Interesse für die Fliegerei in Deutschland rege zu erhalten und die tote Zeit zu überwinden, die wir unter dem Druck der Entente jetzt durchmachen müssen.

Eine weitere Errungenschaft wird die Schaffung eines Sportkleinflugzeugs sein, das zwar an Geschwindigkeit und Steigfähigkeit den bisherigen Flugzeugen unterlegen, aber an Billigkeit und Betriebssicherheit weit überlegen sein wird. Bei diesem Sportflugzeug hat der Motor die Aufgabe, das Flugzeug an den Platz zu bringen, wo der Segelflug ausgeführt werden kann.

Die Größe des erforderlichen Motors läßt sich nach den bisherigen Erfahrungen angeben. Dabei ist festzuhalten, daß eine gewisse Mindeststeigfähigkeit vorhanden sein muß, damit das Flugzeug in angemessener Zeit seine Höhe erreiche und nicht von jeder schwachen Fallböe niedergedrückt werde. Wir fordern demgemäß eine Steigfähigkeit von 1 m/s und nehmen eine Gleitfallgeschwindigkeit von 0,8 m/s an. Dann muß der Motor so stark sein, daß er (bei 100 vH

Effekt) eine theoretische Steiggeschwindigkeit erzeugen würde, welche der Summe aus der Gleitfallgeschwindigkeit und der geforderten Steiggeschwindigkeit entspricht, also 1,8 m/s. Dazu tritt der Effektverlust der Luftschraube. Wir schätzen den Effekt bei einer Geschwindigkeit von 14 m/s und einem Schraubendurchmesser von 1,5 m auf 0,7. Das ergibt eine theoretische Hebehöhe von $\frac{1,8}{0,7} = 2,6$ m/s und bei einem Gesamtgewicht des Apparats von 200 kg folgt eine Leistung von 7,4 PS.

Es handelt sich also darum, einen geeigneten Kleinmotor zu schaffen und das Flugzeug so zu bauen, daß die schädlichen Widerstände durch den Motor möglichst wenig vermehrt werden. Namentlich die Luftschraube ist für den Segelflug eine unangenehme Beigabe. Das Starten wird bei gutem Boden nicht mehr Anlauf erfordern als die jetzigen Flugzeuge.

Auf weitere technische Einzelheiten soll hier nicht eingegangen werden, so verlockend es wäre; nur wenige Bemerkungen über die Anwendungsmöglichkeiten seien mir noch gestattet: zunächst in sportlicher Hinsicht: Im Flachland, wo größere Erhebungen wie die Wasserkuppe nicht zur Verfügung stehen, würde das Flugzeug mit so viel Benzin starten als es zur Erhebung auf eine bestimmte Höhe gebraucht, z. B. auf 500 m, das ist ca. 0,4 kg für unser Beispiel. Es würde sich darum handeln, mit diesem Vorrat die größte Leistung zu erzielen oder bei unbeschränktem Vorrat eine geforderte Leistung mit geringstem Aufwand an Brennstoff zu vollbringen.

Zunächst dürfte hieraus hervorgehen, daß Segelflugzeuge in der Anschaffung wie im Betrieb keineswegs teuerer sind als ein kleiner Kraftwagen, und damit ist für ihre Verwendungsfähigkeit genügend gesorgt. Die Schwierigkeit liegt in ihrer ersten Einführung, und da wird es sich empfehlen, Schulen einzurichten, in denen das Segeln erlernt werden kann. Hier liegt ein Gebiet, das sich die deutsche Industrie wohl nicht entgehen lassen wird.

Aufgaben des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1922 und seiner Sonderpreise.

Von E. Offermann.

Sportliche Wettbewerbe erfüllen dann in idealer Weise ihren Zweck, wenn die sich messenden Kräfte schlummernde Kräfte wachrufen, die fortzeugend neue Werte schaffen. Unter Sport im höchsten und edelsten Sinne wollen wir den Kampf mit Naturgewalten verstehen und die Kunst, sie aus eigener Kraft uns untertan und dienstbar zu machen. Zunächst und allgemein scheint man nur berechtigt, dieses »Aus eigener Kraft« auf die mehr oder weniger große Geschicklichkeit durch Übung oder Anlage zu beziehen und das »Sich messen« im Wettbewerb darauf zu beschränken, daß demjenigen der Sieg zugesprochen wird, der eben durch diese hochentwickelte Geschicklichkeit die größte Leistung vollbringt. Sportlicher Ehrgeiz ist bei alledem die Triebfeder, welche die schlummernden Kräfte influiert und eine wachsende potenziell körperliche Ertüchtigung weiterer Kreise nach sich zieht.

Im allgemeinen trifft auch die vorstehende Definition auf die Rhön-Segelflug-Wettbewerbe zu. Sie bedarf jedoch in einem Punkt der Erweiterung, und zwar in einem Maße, wie das auf anderen Gebieten des Sports nicht der Fall ist, welcher Umstand die Eigenart und Schwierigkeit der Materie kennzeichnet und auch dem Rhön-Wettbewerb und seiner Ausschreibung den Stempel des Außergewöhnlichen aufdrückt.

Körperliche Geschicklichkeit und Übung sind, wie wir wissen, die Grundlagen für jede sportliche Betätigung, im höchsten Maße auch für den Segelflug-Sport. Wir sehen danach unsere erste Aufgabe darin, der Jugend das eigentliche Lernen, die Ausbildung, zu ermöglichen, den ersten Ehrgeiz damit zu befriedigen und den Grundstock zu größeren Leistungen zu legen. Für Höchstleistungen sind dann jedoch diesem Ehrgeiz gewisse Schranken gezogen. Es liegt das in der Eigenart des Gerätes, mit dem der Segelflugsport ausgeübt wird. Dieser begnügt sich in seiner ersten, noch unentwickelten Vorstufe, dem Gleitflug, mit einem solchen Gerät, dessen Bau heute keinem Flugsportbegeisterten besondere Schwierigkeiten machen dürfte, der auch an das geistige und materielle Können keine übermäßigen Anforderungen stellt; für die Schulung zu alledem bis zur instinktiven Beherrschung der Steuerung vollkommen genügt. Den solcher Art entstandenen Geräten sind, wie gesagt, durch den verhältnismäßig primitiven aero-dynamischen Aufbau in den Flugeigenschaften und Fähigkeiten bestimmte Grenzen gezogen, so daß die Erzielung negativer Sinkgeschwindigkeiten — als Charakteristikum des Segelfluges — im allgemeinen nicht möglich ist. Sie bilden damit eine ziemlich scharf umrissene Gruppe für sich. Von da zu einem hochentwickelten Gerät jedoch, welches alle Fähigkeiten in sich birgt, einen Segelflug auszuüben, d. h. welches nach dem augenblicklichen Stande der Entwicklung bei gewissen Windstärken in der Lage ist, negative Sinkgeschwindigkeiten zu erzielen, besteht ein erheblicher Abstand, der sich auf das Konstruktive allgemein bezieht und bedeutend größere Aufwendungen verlangt.

Die hiermit gekennzeichneten beiden Gruppen wären dann streng geschieden zu behandeln und es würde das auch weiter keine Schwierigkeiten bereiten, wenn nicht andere besondere Umstände mitsprächen. Es ist das erstens der Umstand, daß bei der Fülle der Möglichkeiten auf konstruktivem und aerodynamischem Gebiete eine unbedingt klare Entscheidung über die Zugehörigkeit der Flugzeuge zu den beiden genannten Gruppen von vornherein nicht gefällt werden kann, und zweitens eine Entwicklung der Ursprungstype durch bauliche Änderungen während des Wettbewerbes immer noch Aussicht bietet, Segelflugleistungen der gegebenen Definition zu erreichen.

Die allgemeine Ausschreibung des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1922 versuchte, dieser erschwerten Sachlage gerecht zu werden. Wenn auch die Lösung der recht schwierigen Aufgabe nicht befriedigen konnte, so hat sie doch keine fühlbaren Nachteile gehabt, was zunächst dem Umstand zuzuschreiben war, daß die Leistungsmöglichkeit der Flugzeuge durch die Kraßheit ihrer Unterschiede eine Gruppenzuteilung erleichterte. Das Experiment zu wiederholen scheint schon mit Rücksicht auf die — Sportleitung nicht ratsam, worauf hier nicht näher eingegangen werden soll. Schalten wir diese, sagen wir, Übergangstypen aus, so bleibt uns die ausgesprochene Pflicht, den beiden Gruppen in der Ausschreibung die gleiche Beachtung zu schenken. Es geschieht das am besten in der Form, daß man zur selben Zeit und mit derselben Organisation am gleichen Orte zwei getrennte Wettbewerbe ausschreibt bzw. abhält, den einen für Gleitflugzeuge, den anderen für Segelflugzeuge. Mit derselben Organisation schon mit Rücksicht auf die Kosten und am gleichen Orte aus Gründen der gegenseitigen Befruchtung. Es schließt das nicht aus, daß ein und derselbe Führer mit verschiedenen den beiden Gruppen entsprechenden Geräten sich an beiden Wettbewerben beteiligt, wodurch die persönliche, rein physische Leistung besonders in Erscheinung träte. Es dürfte das eine Form sein, welche den im Wettbewerb Stehenden der unangenehmen Situation enthebt, an irgend einem Tage zu entscheiden, ob er sich mit seinem Flugzeug für Preise der Gruppe Gleitflugzeuge oder Segelflugzeuge bewirbt. Unangenehm deswegen, weil in seiner Kalkulation als unsicherer Faktor der Wind und seine Richtung steht. Es wird leichter sein, sich vorher endgültig zu entscheiden. Eine starke Staffelung der Preise würde dann weiter geeignet sein, gewisse Härten, die nicht ganz auszuschalten sind, zu überbrücken und besondere Preise in der Gruppe Gleitflugzeuge für negative Sinkgeschwindigkeiten würden im Hinblick auf die Übergangstypen ein Übriges tun. Es dürfte schließlich Aufgabe der Veranstaltung sein, zu untersuchen, ob jetzt schon konstruktive Richtlinien festzulegen sind, nach denen die Zulassung zu den Gruppen über die Anmeldungen hinaus geregelt werden könnte. Unter diese Richtlinien dürften beispielsweise bei gewissen Voraussetzungen freitragende Tragflächen fallen.

Die Schärfe der eingangs geschilderten Situation im diesjährigen Rhön-Wettbewerb wurde wesentlich noch gemildert durch die große Zahl von Sonderpreisen, welche die Sportleitung durch die der Veranstaltung täglich zufließenden Spenden auszuschreiben in der Lage war. Sie sah nämlich ihre Aufgabe darin, durch die Art der Ausschreibungen allen Bewer-



Die Sonderpreise des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1922.

Laufende Nr.	Bezeichnung des Preises	Dauer der Ausschreibung	Definition der verlangten Leistung
1	Max Erckens-Preis	11. 8. 22, 8 Uhr vorm. bis 8 Uhr abends	Ein Preis für die größte Flugdauer während eines Fluges. Ein weiterer Preis für die größte Gesamtflugdauer während mehrerer Flüge. Beide Preise können nicht von demselben Führer gleichzeitig gewonnen werden. Offen für zugelassene Flugzeuge und Flugzeugführer.
2	1. Wiesbadener Früh- und Ermunterungs-Preis	12. 8. 22, 8 Uhr vorm. bis 5 Uhr nachm.	Ein Preis für die größte Flugdauer während eines Fluges. Zwei weitere Preise für die ersten Flugzeuge, welche die Mindestleistung für Segel-Flugzeuge gemäß § 3 b der allgemeinen Ausschreibung bzw. Gleit-Flugzeuge gemäß § 3 a erfüllen. Bei gleichzeitigem Start mehrerer Flugzeuge innerhalb einer Minute gilt für die Zuerkennung der Preise unter 2 und 3 die größte Leistung der Flugdauer nach. Prüfungsflüge für Flugzeuge und Führer können mit Preisflügen unter 2 und 3 vereinigt werden; 2 und 3 können nicht gleichzeitig während eines Fluges gewonnen werden.
3	Geheimrat Schütte-Preis	13. 8. 22, 10 Uhr vorm. bis 7 Uhr abends	Ein Preis für die größte Gesamt-Flugdauer ohne Rücksicht auf die Anzahl der Starts. Die Bewertung beginnt erst nach einer Gesamtdauer von 3 min. Offen für zugelassene Flugzeuge und Führer.
4	Dr. Opel-Tewes-Preis	13. 8. 22, 11 Uhr vorm. bis 8 Uhr abends Neuausschr. 15. 8. vorm. 8 Uhr bis 17. 8. abends 7 Uhr	Es muß auf einem markierten Feld im Umkreis von 100 m Radius um die Marke gelandet werden. Nähere Angabe durch die Sportleitung (Entfernung betrug ca. 1500 m). Der Startpunkt hat auf einer gedachten Linie »Lager-Wasserkuppe-Lössl-Pyramide« zu liegen. Entscheidend ist, wer der Marke am nächsten landet. Offen für zugelassene Flugzeuge und Führer.
5	2. Wiesbadener Früh- und Ermunterungs-Preis	13. 8. 22, 8 Uhr vorm. bis 7 Uhr abends	Ein Preis für die größte Flugdauer während eines Fluges. Ein weiterer Preis für die zweitbeste Leistung im vorstehenden Sinne. Zwei weitere Preise für die ersten Flugzeuge, welche die Mindestleistung für Segelflugzeuge gemäß § 3 b der allgemeinen Ausschreibung bzw. für Gleitflugzeuge gemäß § 3 a erfüllen. Bei gleichzeitigem Start mehrerer Flugzeuge innerhalb einer Minute gelten für diese letzteren Preise die größten Leistungen der Flugdauer nach. Prüfungsflüge für Flugzeug und Führer können mit Preisflügen der letzten beiden Gruppen vereinigt werden. Sie können jedoch nicht gleichzeitig während eines Fluges gewonnen werden. Die beiden ersten Preise nur offen für zugelassene Flugzeuge und Führer.
6	1. Kurt Hofmann-Preis	14. 8. 22, 8 Uhr vorm. bis 6 Uhr nachm.	Ein Preis für die größte Flugdauer während eines Fluges. Offen für zugelassene Flugzeuge und Führer.
7	Achter-Preise Ecker-Rosingh	14. 8. 22, 7 Uhr vorm. bis 15. 8. abends 7 Uhr. Neuausschr. 16. 8. vorm. 8 Uhr bis 24. 8. abends 7 Uhr	Zwei Preise für die Flugzeuge, welche als erste eine geschlossene Acht fliegen, im übrigen entscheidet die dabei erreichte größte bzw. zweitgrößte Flugdauer. Beschränkt auf Flugzeuge in deutschem Besitz und in Deutschland gebaut sowie von deutschen Flugzeugführern geführt. Offen für zugelassene Flugzeuge und Führer.
8	Fafnir-Preis	16. 8. 22, 8 Uhr vorm. bis 24. 8. abends 7 Uhr	Ein Preis für das Flugzeug, welches einen geschlossenen Kreis fliegt und auf diesem Flug die größte Flugdauer erreicht. Es darf mehrmals gestartet werden, jedoch wird nach erfolgtem Kreisflug die Dauer des Fluges bis zur Landung der Entscheidung zugrunde gelegt. Ein erneuter Start zur ev. Erreichung größerer Flugdauer wird danach nicht gewertet. Beschränkt auf in Deutschland gebaute und in deutschem Besitz befindliche sowie von deutschen Führern geführte Flugzeuge. Im übrigen offen für zugelassene Flugzeuge und Führer. Der Flug um diesen Preis kann nicht mit dem Flug um einen anderen Sonderpreis vereinigt werden.
9	Frau Friedel Hofmann-Preis	17. 8. 22, 11 Uhr vorm. bis 7 Uhr abends	Ein Preis für die größte Flugdauer während eines Fluges. Mindestdauer jedoch 3 min. Offen für zugelassene Flugzeuge und Führer.
10	Hallenser Ermunterungs-Preise	18. 8. 22, 11 Uhr vorm. bis 4 Uhr nachm.	Ein erster und zweiter Preis für die größte Gesamt-Flugdauer während mehrerer Flüge. Mindestdauer 1 min. Prüfungsflüge auf Mindestleistung für Flugzeug und Führer können mit Flügen um diesen Sonderpreis vereinigt werden.
11	Preis von Thüringen	18. 8. 22, 11 Uhr vorm. bis 4 Uhr nachm.	Ein erster und ein zweiter Preis: Start-Punkt: Pelzner Hang. Landung auf einem markierten Feld im Umkreis von höchstens 10 m Radius um die Marke. Änderung des Startpunktes bei Windänderung vorbehalten. Bisher für Zielflüge nicht prämiierte Flugzeuge bzw. Führer erhalten eine Vergütung von 200 vH auf die gemessene Entfernung von der Marke bis zur Landungsstelle. Sieger ist, wer dem Ziel am nächsten oder als erster auf der Marke landet. Offen für zugelassene Flugzeuge und Führer. Die Flüge um diesen Preis können nicht mit Flügen um andere Sonderpreise verbunden werden.

12	2. Kurt Hofmann-Preis (gen. »Kl. Industrie-Preis«)	18. u. 19. 8. 22, 11 Uhr vorm. bis 7 Uhr abends	Ein Preis für das Flugzeug, welches die Bedingungen Punkt 5 des Preisausschreibens des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller mit der Einschränkung erfüllt, daß vor Überfliegen der Startstelle mindestens 3 min Flugdauer, nach Überfliegen der Startstelle mindetens 2 km Fluglänge verlangt werden. Entscheidend ist die größte Flugdauer insgesamt. Offen für zugelassene Flugzeuge und Führer. Der Flug um diesen Preis kann nicht mit Flügen um noch ausstehende Sonderpreise vereinigt werden.
13	Kulmer Amerika-Preis	20. 8. 22, 3 Uhr nachm. bis 24. 8. 7 Uhr abends	Ein Preis für das Flugzeug, welches als erstes an der Stelle landet, wo es gestartet ist. Die Landung muß in einem Umkreis von höchstens 50 m Radius um die Startstelle, welche markiert wird, erfolgen. Die Flugdauer muß mindestens 5 min betragen; bei gleichzeitigem Start mehrerer Flugzeuge innerhalb einer halben Stunde wird dem Flugzeug der Preis zugesprochen, dessen Flugdauer 5 min am nächsten liegt. Offen für zugelassene Flugzeuge und Führer. Der Flug kann nicht mit dem Flug um einen anderen Sonderpreis vereinigt werden.
14	Allroggen-Preis	20. 8. 22, 1 Uhr nachm. bis 7 Uhr abends	Ein Preis für das Flugzeug, welches als erstes eine Acht fliegt, jedoch darf der Führer desselben bisher keine derartige Leistung vollbracht haben. Ein weiterer Preis für das Flugzeug, welches als erstes einen geschlossenen Kreis fliegt. Im übrigen mit der Einschränkung wie bisher. Diese beiden Preise können nicht bei demselben Flug erworben werden. Ein weiterer Preis für denjenigen Hänge-Gleiter, der insgesamt in der angegebenen Zeit die größte Gesamtflugdauer unabhängig von der Anzahl der Starts erreicht. Offen für zugelassene Flugzeuge und Führer. Prüfungsflüge können mit den Flügen um den letzten Sonderpreis verbunden werden.
15	Preis von Gersfeld	21. 8. 22 bis 24. 8. 22 abends	Ein Preis für das Flugzeug, welches als erstes in der angegebenen Zeit einen Überlandflug nach Gersfeld macht und dort auf einem näher bezeichneten Grundstück landet. Offen für zugelassene Flugzeuge und Führer. Der Flug um diesen Preis kann nicht mit Flügen um andere Sonderpreise verbunden werden.
16	Johann Erckens Söhne-Preis	21. 8. 22 bis 24. 8. 22 abends	Ein Preis für das Flugzeug, welches während der Bewerbung um die Ausschreibung 15 über der Stadt Gersfeld einen geschlossenen Kreis fliegt.
17	von Waldthausen-Preis	21. 8. 22 bis 24. 8. 22 abends	Ein Preis für das Flugzeug, welches als erstes nach dem Start einen noch näher zu bezeichnenden Zielpunkt im ungefähren Radius von 2 km vom Startpunkt entfernt überfliegt und dort eine Meldung abwirft. Die Meldung muß im Umkreis von höchstens 50 m Radius von der Marke niederfallen, wonach die Landung an der Startstelle im Umkreis von höchstens 50 m Radius zu erfolgen hat. Beim Start mehrerer Flugzeuge innerhalb einer halben Stunde werten die Summen der Zielentfernungen beider Stellen. Offen für zugelassene Flugzeuge und Führer. Der Flug um diesen Preis kann nicht mit dem Flug um einen anderen Sonderpreis vereinigt werden.
18	Wilbur Wright-Höhen-Preis	21. 8. 22 bis 24. 8. 22 abends	Ein Preis für das Flugzeug, welches als erstes 300 m Höhe über Start erreicht. Messung durch Barograph und Theodolith. Offen für zugelassene Flugzeuge und Führer. Der Flug um diesen Preis kann mit Flügen um andere Sonderpreise verbunden werden.
19	Chile-Preis	23. 8. 22, 8 Uhr vorm. bis 24. 8. 22 abends	Ein erster und ein zweiter Preis für die Flugzeuge, welche innerhalb der angegebenen Zeit die größte Flugstrecke während eines Fluges zurücklegen bzw. die zweitgrößte. Offen für zugelassene Flugzeuge und Führer, die bisher während des Wettbewerbes keine Flüge über 5 km gemacht haben. Der Flug um diesen Preis kann nicht mit dem Flug um einen anderen Sonderpreis vereinigt werden.
20	3. Kurt Hofmann-Preis	24. 8. 22, 7 Uhr vorm. bis 8 Uhr abends	Ein Preis für das Flugzeug, welches eine in der Entfernung von 500 m von der Startstelle liegende Marke überfliegt und eine Meldung abwirft, welche im Umkreis von höchstens 50 m Radius niederfallen muß. Die Landung hat darauf mindestens 500 m von der Marke entfernt zu erfolgen. Offen für alle Flugzeuge, welche die Prüfung auf Baufestigkeit erfüllt haben. Flugzeuge, die bereits Sonderpreise auf Zielflüge gewonnen haben, sind nicht zugelassen. Gewertet wird der beste Zielwurf.
21	Langley-Preis	24. 8. 22, 7 Uhr vorm. bis 8 Uhr abends	Ein Preis für das Flugzeug, welches als erstes zwischen den Lößl-Pyramiden startet und auf einer markierten Landungsstelle auf der Kuppe landet. Der Zeitpunkt der Landung wertet. Offen für zugelassene Flugzeuge und Führer. Der Flug um diesen Preis kann nicht mit Flügen anderer Sonderpreis-Ausschreiben vereinigt werden.
22	Chanute-Preis	24. 8. 22, 7 Uhr vorm. bis 8 Uhr abends	Ein Preis für das Flugzeug, welches ohne fremde Hilfe startet. Die Flugdauer muß dann mindestens 1 min betragen, und es entscheidet die längste Flugdauer. Offen für zugelassene Flugzeuge und Führer. Der Flug um diesen Preis kann mit Flügen um andere Sonderpreise vereinigt werden.
23	Gleitflug-Preis	24. 8. 22	Am 24. August 1922 erhalten die in Gruppe B und C der allgemeinen Ausschreibung startenden Flugzeuge je Sekunden-Flugdauer M. 10. Der Wettbewerb ist offen auch für die Flugzeuge, die ihre Mindestleistungen noch nicht erfüllt haben, jedoch die Bescheinigung der Baufestigkeit besitzen. Jeder Flug wird bis zu einer Höchstzeit von 60 sek (M. 600) gewertet. Insgesamt können M. 10 000 zur Auszahlung kommen. Diese erfolgt nach der zeitlichen Folge der Flüge.

bern, d. h. der Gruppe Gleitflugzeuge, der Gruppe Segelflugzeuge und den nicht definierten Übergangstypen einen Ansporn zu geben, Können und Leistungen durch gewonnene Preise nachzuweisen. Es lohnt sich, die Ausschreibungen der Sonderpreise unter diesem Gesichtswinkel zu studieren. Sie sollen deshalb der Zeit nach geordnet auszugsweise wiedergegeben werden, wobei wir uns auf die Definition der geforderten Leistungen beschränken (siehe Zahlentafel). Sämtliche Flüge um Sonderpreise wurden gemäß Ausschreibungen für die allgemeine Ausschreibung des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1922 gewertet.

Die Ausschreibungen entstanden, wie gesagt, unter dem Einfluß bestimmter Richtlinien, um alle drei Gruppen, wie eingangs geschildert, in ihren Aufgaben zu fördern und ihre Vertreter anzuspornen. Infolge der an sich begrenzten Leistungsfähigkeit der Gleitflugzeuge sind die geforderten Leistungen in den auf sie gemünzten Sonderausschreibungen ziemlich gleichartig ohne erhebliche Variation oder Steigerung, also vielleicht mehr auf eine Entwicklung der Führerfähigkeiten abgestellt. Meist bezogen sich diese Preise auf die größte Flugdauer während eines Fluges oder die Gesamtflugdauer unabhängig von der Anzahl der Starts innerhalb einer bestimmten Zeitspanne. Sie waren da auch gegen hochwertige Segelflugzeuge konkurrenzfähig, weil diese in Erwartung einer günstigeren Wetterlage Talflüge um kleiner Preise willen scheuten, da sie befürchten mußten, den durch den Rücktransport der Flugzeuge verursachten Zeitaufwand für ausgesprochenere Leistungen ihrer Gruppe zu verlieren.

Man wird beim weiteren Studium der Ausschreibungen finden, daß die in diesen Ausführungen mit Übergangstype bezeichneten Flugzeuge ebenfalls sehr wohl Gelegenheit hatten, Preise zu bestreiten und zu gewinnen, was unter Umständen eine notwendige Voraussetzung in materieller Hinsicht für ihre Weiterentwicklung bedeuten kann. Es sei besonders hingewiesen auf die Sonderausschreibungen, welche Preise für die Erfüllung der in der allgemeinen Ausschreibung verlangten Mindestleistungen vorsahen. Also die Prämiierung einer Leistung, die den Bewerbern erst die Möglichkeit gab, sich um Preise der allgemeinen Ausschreibung und der meisten Sonderpreise zu bewerben.

Schließlich liegt das Schwergewicht des Rhön-Segelflug-Wettbewerbs, wie wir eingangs nachzuweisen versucht haben, vielleicht zum größeren Teil auf der Weiterentwicklung des Gerätes, denn nur das hochwertige Gerät wird letzten Endes imstande sein, allen Ansprüchen zu genügen und dem Fliegernachwuchs auf die Dauer den Reiz dieses hochwertigen Sportes zu gewähren und zu erhalten. Man kann unmöglich denjenigen beipflichten, die unter Verkennung dieser Tatsache die Ansicht vertreten, nur das Gleitflugzeug als Gerät minderer Leistungsfähigkeit sei berufen, die Bedürfnisse des Sports zu befriedigen. Sicher ist das »Luftrodeln« eine ausgezeichnete, notwendige und durch nichts zu ersetzende Vorstufe zum Segelflugsport überhaupt, und es muß aus diesem Grunde nochmals betont werden, daß die Pflege dieser Vorstufe uns besonders am Herzen liegt. Wiederum darf man nicht vergessen, daß die Entwicklung hochwertiger Segelflugzeuge nicht allein dem Sportbedürfnis entgegenkommen soll, sondern seine höhere Aufgabe wahrscheinlich darin liegt, befruchtend auf die Entwicklung schwachmotoriger Kleinflugzeuge zu wirken.

Wenden wir uns damit der dritten Gruppe Segelflugzeuge zu, so muß vorweg bemerkt werden, daß sich das Interesse der Bewerber dieser Gruppe in der Hauptsache um den großen Industriepreis konzentrierte, welcher bekanntlich vom »Verband Deutscher Luftfahrzeugindustrieller« mit M. 100 000 dotiert ausgeschrieben worden ist und den zu bestreiten der Rhön-Segelflug-Wettbewerb mit seiner Organisation die beste und vielleicht einzige Gelegenheit bot. Abgesehen davon, daß natürlich die Wasserkuppe eine bekannte und daher aussichtsreiche Basis für die Bewerber darstellte. Es wurde vor dem Wettbewerb und noch während desselben oft bezweifelt, ob die recht kühne und, wie wir heute wissen, doch gut abgewägte Forderung des großen Industriepreises bis zum gestellten Termin erfüllt werden würde oder überhaupt erfüllbar sei. Es hätte daher einer außergewöhnlichen Initiative bedurft, sich an den Versuch zur Erfüllung der Bedingungen ohne eine Anzahl Vorstufen heranzumachen. Solcher Vorstufen gab es nun dank der Sonderpreise eine größere Anzahl, und man muß heute den Eindruck gewinnen, daß gerade sie zu dem Gelingen der großen Flüge dieses Jahres wesentlich beigetragen haben. Immerhin blieb dem Antrieb zum Handeln und der Tatkraft noch ein erkleckliches Maß, als Martens am 18. August 1922 zum erstenmal die inzwischen geschaffene letzte Vorstufe erklomm und auf den unter der Bezeichnung »Kleiner Industriepreis« den Bewerbern geläufigen 2. Kurt Hofmann-Preis startete. Wie aus der Wiedergabe dieses Ausschreibens ersichtlich, verlangte auch dieser Sonderpreis eine ausgesprochene Segelflugleistung, erleichterte jedoch die Bedingungen des großen Industrie-Preises insofern, als die verlangten 40 min Flugdauer vor Überfliegen des Startpunktes auf 3 min und der anschließende Streckenflug von 5 km auf 2 km verringert wurden. Wir müssen übrigens H e n t z e n Gerechtigkeit widerfahren lassen, indem wir hinzufügen, daß es leider nur einen Vertreter der Type »Vampyr« im Wettbewerb gab. Seine nachfolgenden Leistungen rechtfertigen zur Genüge die Überzeugung, daß auch er als erster die neue Epoche im Menschenflug einzuleiten fähig gewesen wäre.

... Wenn es vielleicht auch nur suggestive Momente sein sollten, welche die zur Erfüllung der gestellten Aufgabe notwendigen körperlichen und seelischen Kräfte anzugreifen und ihre Ausdauer herabzusetzen geeignet sind, so ist das Vorhandensein solcher Hemmungen doch nicht wegzuleugnen, zumal wenn man sich vergegenwärtigt, daß M a r t e n s nach 15 min Flugdauer erschöpft schien und schließlich doch noch über eine Stunde in der Luft blieb, nachdem die schwersten Bedingungen des Preisausschreibens hinter ihm lagen. Dazu möge vielleicht auch die Wetterlage und die später erreichte Flughöhe beigetragen haben. Immerhin: D e r B e w e i s d e r M ö g l i c h k e i t e i n e r L e i s t u n g e r f o r d e r t u n v e r h ä l t n i s m ä ß i g m e h r K r a f t a l s d i e N a c h a h m u n g o d e r s o g a r Ü b e r b i e t u n g e i n e r s o l c h e n.

In der Erkenntnis des Wertes solcher bahnbrechender Initiative — nicht allein für die Förderung des Segelflugproblems im ganzen, sondern vor allen Dingen auch als Beispiel für vorbildlichen sportlichen Geist — hat die Sportleitung es sich angelegen sein lassen, die Ausschreibungen der hierfür in Frage kommenden Sonderpreise in erster Linie auf die Prämiierung initiativer Leistungen einzustellen, gewissermaßen auf die Gefahr hin, daß nachfolgende Bewerber eine nun nicht mehr neue Aufgabe besser erfüllten. Die Kurzfristigkeit der Ausschreibungen gab dem Eifer der Bewerber natürlich einen besonderen Anstoß, hatte aber außerdem noch den Vorteil, daß die nachfolgenden Ausschreibungen auf den bereits erfüllten Leistungen aufgebaut werden konnten und damit eine ständige Steigerung erlaubten, welche dazu den Führer mit seinem Flugzeug und der ganzen Materie vertraut machten.

In vielen Fällen wird der an sich verständliche Wunsch, etwas zu sehen, die Veranlassung zu Stiftungen der Zuschauer gewesen sein. Andere Stifter wieder kamen als Fachleute zielbewußt mit bestimmten Vorschlägen und Wünschen für die Ausschreibungen. Daher waren es einmal Sensationslust, welche Vorschläge erzeugte, die abzuweisen waren, das andere Mal die Unkenntnis des tatsächlich Möglichen auf diesem immerhin noch neuen Gebiet, was Zügelung verlangte und klare Definition, oft ohne den Grundgedanken fallen lassen zu müssen. In allen Fällen war es erfreulich zu beobachten, welches Interesse die Stifter der Preise den Bedingungen ihrer Ausschreibungen entgegenbrachten, und es fand sich reichlich Gelegenheit, hier wie allgemein von der intimeren Kenntnis der Materie mitzuteilen, wodurch das Interesse in breitere Schichten getragen wird. Sieht man von gewissen Fällen ab, die an die unsportlichen Auswüchse der Sechs-Tage-Rennen erinnern, und die angesichts des mit Gefahren vieler Art verknüpften Flugsports hier noch verwerflicher sind wie dort, denen infolgedessen mit aller Schärfe entgegengetreten werden muß, so kann man zusammenfassend sagen, daß im augenblicklichen Stadium des Segelflugsports und insbesondere der Entwicklung seines Geräts Sonderpreise außerordentlich fördernd wirken können. Voraussetzung ist, daß sie nach gesunden Tendenzen und zielbewußt ausgeschrieben werden. Im Hinblick darauf, daß nicht von vornherein mit Zuwendungen für solche Zwecke während des Wettbewerbes fest zu rechnen ist, wird es sich deshalb empfehlen, entsprechende Summen dafür außerhalb einer Grundausschreibung für 1923 bereitzustellen.

Die Messung der Vertikal-Komponente des Windes an Berghängen.

Von F. Linke.

Beim 3. Rhön-Segelflug-Wettbewerb ist die erste Etappe des Zieles erreicht worden: das Segeln auf dem Hangwind an der Luvseite eines Gebirges. Nachdem einmal verschiedene Werkstätten Flugzeuge von genügender Leichtigkeit und genügend flachem Gleitwinkel gebaut haben und eine Anzahl von Fliegern gelernt und gezeigt hat, wie man sich im Hangwind hält, werden bald überall Stundenflüge erreicht werden, und dann ist die Hoffnung berechtigt, daß dieser und jener bei diesen langen Segelflügen sich die Übung und Erfahrung erwirbt, auch außerhalb des Gebirges die Stellen der aufsteigenden Luftströmungen aufzufinden. Das wäre die zweite Etappe. Ich könnte mir denken, daß ein Segelflieger von einer Cumuluswolke zur andern fliegt und den unter ihr vorhandenen aufsteigenden Strom ausnützt, daß er ferner an den Luvseiten der Wälder, Ortschaften, Hügelketten verweilt, weil die Luft sich dort staut.

In weiter Ferne liegt heute noch die dritte Etappe, die Ausnützung der Beschleunigungen im Luftstrom, welche in Luftschichtungen mit Windsprung, in Turbulenz und Böen auftreten, und die im Auftrieb umgewandelt werden können.

Bleiben wir jedoch bei dem heute Erreichten stehen! Überall in der Welt sucht man jetzt nach Segelhängen und sucht auszuforschen, nach welchen Gesichtspunkten die Auswahl zu erfolgen hat. Wer sich in der Rhön die nötige Erfahrung angeeignet hat, steht vor der Frage, ob diese sich auf andere Gebirge übertragen läßt. Die Verantwortung ist groß und es erscheint dringend notwendig, Meßmethoden an Stelle der rohen Schätzungen treten zu lassen. Wir müssen an den Segelhängen der Rhön die Vertikalkomponente des Windes fortlaufend messen und durch Vergleiche mit den erreichten Leistungen schließlich feststellen, welche Vorbedingungen erfüllt sein müssen.

Schon 1914 habe ich einen sehr empfindlichen Apparat zur Registrierung des böigen Windes erbaut, der auch eine Reihe sehr interessanter Ergebnisse zutage gefördert hat und der schon längst auf der Wasserkuppe aufgebaut wäre, wenn die nötigen Mittel zur Verfügung ständen. Es war jetzt nicht schwer, ihn zu einem transportabeln Meßapparat umzuformen, der sich zu dem unentbehrlichsten Hilfsgerät für Segelflug ausbilden dürfte. Er besteht aus drei Teilen: Einer Doppeldüse, der Meßmembran und dem Höhenkreis.

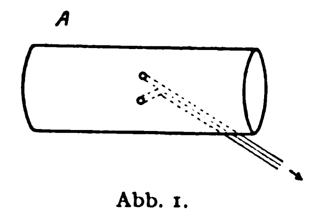


Abb. 1.

Die Doppeldüse *A* (Abb. 1) ist ein kleiner Zylinder mit horizontaler Achse, der quer gegen den Wind gestellt wird. In der Mitte münden zwei Rohrleitungen, eine über, die andere unter der Linie, in welcher der Wind den Zylinder zuerst trifft. Befinden sich beide Düsen gleich weit von dieser »Luvlinie« entfernt, so lastet auf beiden der gleiche Winddruck. Liegt jedoch eine der beiden Düsen der Luvlinie des Zylinders näher, so entsteht in beiden Rohrleitungen eine Druckdifferenz. Durch Drehung des Zylinders um seine horizontale Achse kann also der Neigungswinkel gefunden werden, den der Windstrom mit der Horizontalen bildet.

Die Meßmembran *B*. (Abb. 2.) Diebeiden von der Doppeldüse ausgehenden Rohrleitungen führen zu zwei abgeschlossenen Luftkammern 1 und 2, welche voneinander durch eine elastische Membran 3 getrennt sind. Entstehen in den Luftkammern Druckdifferenzen, so bewegt sich die Membran und mit ihr ein kleiner Spiegel 4, dessen Schwankungen mittels einer kleinen Lupe 5 und einer geteilten Skala 6 beobachtet werden können.

Der Höhenkreis (Abb. 3.) Es wird nun der Zylinder mit den beiden übereinanderliegenden Düsen so lange gedreht, bis die Düsen symmetrisch zur Windrichtung liegen, also bis die Meßmembran auf 0 steht. Das geschieht durch Drehung eines dem Wind entgegengestreckten Windfühlers 7, der vorne die Doppeldüse trägt und um eine Achse drehbar ist, an der ein

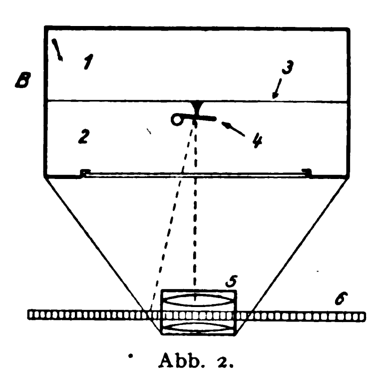


Abb. 2.

Höhenkreis *C*, ähnlich den bei Theodolithen benutzten, angebracht ist.

Will man nun aus der am Höhenkreis abgelesenen Neigung des Luftstromes gegen die Horizontalfläche die vertikale Windkomponente ermitteln, so muß man noch die totale Windstärke kennen. Das leistet dieselbe Meßmembran, indem

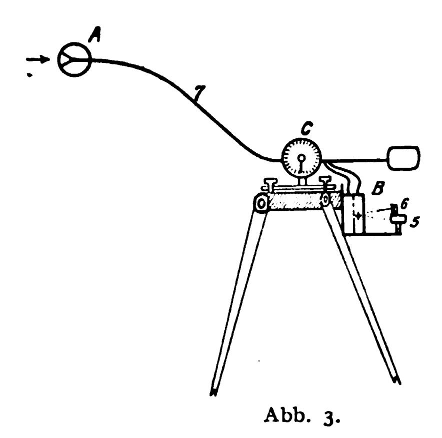


Abb. 3.

man die eine Luftkammer öffnet, so daß in ihr der neutrale Luftdruck herrscht und die Doppeldüse so dreht, daß die mit der andern Luftkammer verbundene Düse genau dem Winde entgegensteht. Durch Vergleichung der Spiegelablenkungen mit gleichzeitigen Anemometermessungen wird der Meßapparat geeicht. Hat man dann eine mittlere Windgeschwindigkeit W m/s gemessen und den Neigungswinkel des Windstromes von i Grad, so ist die Vertikalkomponente $= W \times \sin i$, was man mittels Sinustabellen im Kopfe berechnen kann.

Der Apparat befindet sich jetzt im Bau. Hoffentlich gelingt es, die Mittel zusammenzubekommen, um mit ihm eine Zeitlang in der Rhön Messungen anzustellen und Erfahrungen zu sammeln. Am meisten wird die Frage Schwierigkeit machen, wie man einen solchen Apparat aufstellt. Wahrscheinlich am besten in 2 m Höhe an der Abflugstelle. Notwendig wären jedoch auch Messungen auf einem am Hang zu errichtenden hohen Gerüste. Verfügt man erst über Erfahrungen, so wird es verhältnismäßig leicht sein, an anderen Punkten, sowohl an Dünen wie im Gebirge, festzustellen, ob die vertikale Windkomponente zum Segeln ausreicht oder nicht. Man wird auf Grund der Messungen aus den Flugleistungen, sowohl des Führers wie des Apparates, die zufälligen Windverhältnisse eliminieren, also auch handicapen können. Das wäre für die Konstrukteure und die Sportvereine wichtig.

Hauptsächlich erhoffe ich aber von dem neuen Windmeßapparat, daß er dazu beiträgt, Unfälle zu verhüten, indem er erkennen läßt, bei welcher Windstärke der Hangwind so stark zu wirbeln beginnt, daß ein Überschlagen der Flugzeuge in der Luft zu befürchten ist. Hier liegt nämlich eine große Gefahr, die nicht genug gewürdigt zu sein scheint. Große Leistungen können nur bei großer Windstärke erreicht werden. Für jeden Hang wird es aber eine Grenze geben, über der ein Start nicht mehr geduldet werden darf. Schätzungen nach der Erfahrung

führen leicht zu Eigenmächtigkeiten und Streitigkeiten. Hier muß die exakte Messung entscheiden.

Ich habe hier nur die Wichtigkeit der Messung des Hangwindes vom technischen, sportlichen und Sicherheitsstandpunkte hervorgehoben. Was die meteorologische Wissenschaft mit solchen Messungen beginnen kann, soll später einmal gezeigt werden. Nur das eine möchte ich hier feststellen: Wollen wir in Deutschland unseren Vorsprung im Segelflug behalten und die Rätsel des motorlosen Fluges zur Neige lösen, so müssen wir schleunigst darangehen, die innere Struktur des Windes zu erforschen.

Die Meßverfahren beim Rhön-Segelflug 1922.

Von H. Roth.

Der Rhön-Segelflug 1922 ließ eine regere Flugtätigkeit erwarten, als sie bei den bisherigen Wettbewerben zu sehen war. Aus diesem Grunde wurde daher ein besonderer Meßtrupp aufgestellt, dem gemäß der Ausschreibung die Messung der Flugstrecken, Höhenunterschiede und Flugzeiten oblag.

Die Feststellung der Flugzeiten wurde als zweckmäßiger während des Wettbewerbes von den Sportleitern übernommen und in der Weise ausgeführt, daß von mindestens zwei Sportleitern mit der Stoppuhr unabhängig voneinander die Flugzeit gemessen wurde und für die Bewertung des Fluges dann das arithmetische Mittel aus den Einzelablesungen zugrunde gelegt wurde. War zu erwarten, daß die Landung außer Sicht der Starter erfolgte, so war für eine seitliche Beobachtung Sorge getragen, von der aus Start und Landung eingesehen werden konnten. Nur bei ganz wenigen Flügen versagten diese Methoden. Bei ihnen kam aber die Zeit für eine Preiszuerkennung nicht in Frage. Der Barograph, der bei einigen dieser Tallandungen von den Fliegern mitgenommen worden war, leistete dann gute Dienste, die Zeit wenigstens auf die Minute genau festzustellen. Für Konstrukteure ist hier ein Betätigungsfeld, einen einfachen, billigen Zeitregistrierapparat zu bauen, der sich selbsttätig bei Start und Landung anläßt und stoppt.

Für den Meßtrupp blieb die Messung der Flugstrecken und Höhenunterschiede, also der horizontalen und vertikalen Entfernungen zwischen Start- und Landepunkt. Dafür kommen je nach der Größe dieser Strecken verschiedene Methoden in Frage. Entscheidend für die Wahl ist neben genügender Genauigkeit und Einfachheit die Schnelligkeit, mit der die Flüge ausgemessen werden können. Bei der großen Anzahl von Flügen, die an manchen Tagen ausgeführt wurden, war es unbedingt erforderlich, die Flüge sofort, noch während des Flugbetriebes vermessen zu können.

Kurze Sprünge oder bei Ziellandungen die Entfernung vom Ziel wurden mit dem Meßband ausgemessen. Mittlere Flüge wurden mit Entfernungsmesser und Theodolith vermessen. Der Entfernungsmesser war ein Infanterie-Entfernungsmesser 14 mit 80 cm Basislänge und einem Meßbereich von 200—10 000 m. Die Theodolithen waren meteorologische Balloninstrumente von Bunge, Berlin, und Hartmann & Braun, Frankfurt a. M. Der Entfernungsmesser wurde ständig mit der zugehörigen Berichtigungsplatte korrigiert, so daß die Instrumentalfehler ein Minimum betrugen. Es bleiben dann bei der Messung noch die persönlichen Meßfehler, welche aber bei gut einstellbaren Gegenständen (Spitzen, scharfen Kanten) nicht groß sind und durch Häufung der Messungen noch verkleinert wurden. Die Gesamtmeßfehler dürften bei dem Entfernungsmesser bei den kleinen Entfernungen, bei denen er immer nur verwendet wurde, höchstens 1—3 vH betragen. Eine größere Genauigkeit war für die Zwecke des Wettbewerbes gar nicht erforderlich und hätte sich auch nur mit peinlichen geodätischen Methoden erreichen lassen.

Die Messungen gingen so vor sich, daß das Flugzeug schon kurz nach der Landung von Entfernungsmesser und Theodolith angeschnitten wurden. Mit dem Theodolith ließ sich der Tiefenwinkel auf $^1/_{10}{}^0$ genau feststellen. Ein Fehler, der durch falsche Einstellung der Libelle in die Messung hätte hineinkommen können, wurde durch Umschlagen des Fernrohres und nochmalige Messung vermieden. Aus Entfernung und Tiefenwinkel ließ sich dann leicht die horizontale Entfernung und der Höhenunterschied berechnen. Gegenüber den trigonometrischen Meßverfahren hatte das Arbeiten mit dem Entfernungsmesser den Vorzug der viel größeren Einfachheit und Schnelligkeit voraus. Die Flüge konnten in den meisten Fällen sofort vermessen werden und es war nicht nötig, Start- und Landepunkte erst durch Flaggen zu markieren. Leider stand nur ein Entfernungsmesser zur Verfügung. Es wäre wünschenswert, bei künftigen Wettbewerben bei jeder Sportleitung einen vollständig ausgerüsteten Meßtrupp zu haben.

Bei größeren Flügen wurden Start- und Landepunkt im Meßtischblatt 1:25 000 festgelegt und daraus Entfernung und Höhenunterschied entnommen. Irgendwelche Schwierigkeiten ergaben sich dabei nicht. Luftbildaufnahmen des Geländes der Wasserkuppe könnten aber die Meßtischblätter in manchem berichtigen oder ergänzen.

Flug Nr. 151 — Flugzeug: »Vampyr« Nr. 6 L der Flugw.-Gruppe. Hannover. Ver. Flugwesen
Führer: Hentzen
Tag: 24. 8. 1922 — Stunde: 4^{52} bis 8^{02} Uhr

Zeit seit Beobachtungsbeginn min	Entfernung m	Höhenwinkel	Höhe über Start m
	530	14° 10′	130
	660	15° 20′	175
	440	27°	200
	560	20° 50′	200
	505	21° 30′	186
	540	19° 30′	180
	850	11° 30′	170
20	750	9° 20′	122
	740	8° 45′	114
	590	8° 20′	86
	355	10° 30′	65
	475	19° 05′	156
42	560	22°	210
48	455	44° 45′	**820**
51	425	49° 20′	322
	545	36°	321
59	505	29° 30′	250
	600	26° 20′	267
70	515	40° 50′	**836**
	580	37° 10′	**850**
80	420	40° 40′	274
	630	23° 20′	252
	405	33° 45′	225
	670	19° 50′	228
	540	21° 25′	198
100	500	27° 30′	230
	520	23° 20′	206

Entfernungsmessungen: Dr. Roth
Theodolith: Bauer
Protokoll: Prof. Kullmer.

Zum ersten Male wurde von den Fliegern Barographen mitgenommen. Die Firma C. P. Goerz, Berlin, hatte ein für die besonderen Zwecke des Segelfluges gebautes Instrument zur Verfügung gestellt, welches sich gut bewährte. Das Instrument ist eingerichtet für einen Höhenunterschied von 800 m und hat eine Umlaufszeit von 30 min. Die diesjährigen Leistungen haben gezeigt, daß man den Höhenunterschied etwas größer nehmen muß, vielleicht zunächst 1000 m. Zum Studium des Segelns ist die kurze Umlaufszeit notwendig, für Dauerflüge wird man aber ein Instrument mit größerer Umlaufszeit wählen. Ein verstellbares Uhrwerk wird dies leicht ermöglichen.

Bei den Flügen von Hackmack und Hentzen am letzten Wettbewerbstag galt es, für den Wilbur-Wright-Preis die Überhöhung über die Startstelle festzustellen. Es wurden dazu gleichzeitige Messungen mit dem Entfernungsmesser, der nur die direkte Entfernung liefert, und dem Theodolith benutzt. Nach einiger Übung gelang es bald, in kurzen Abständen gleichzeitige Einstellungen mit beiden Instrumenten zu erzielen. Die Meßresultate, welche in den Zahlentafeln mitgeteilt sind, sind gleichzeitig ein Prüfstein für die Genauigkeit der Meßinstrumente und Messungen. Bei ganz verschiedenen Entfernungen und Höhenwinkeln ergibt die Berechnung der Höhe bei nahe beieinnanderliegenden Messungen Werte, die sich nur um wenige Prozent unterscheiden, d. h. um nur einige

Flug Nr. 152 Flugzeug: »Geheimrat« Nr. 18 der akademischen Fliegergruppe, Darmstadt
Führer: Hackmack
Tag: 24. 8. 1922 Stunde: 5^{30} bis 6^{48} Uhr.

Zeit seit Beobachtungsbeginn min	Entfernung m	Höhenwinkel	Höhe über Start m
	460	18°	146
	530	17° 20′	158
	580	16° 30′	164
	690	14° 25′	172
	510	29° 30′	251
	355	53° 55′	290
	365	51° 40′	287
	296	36° 25′	176
	820	9° 35′	137
	740	20° 30′	260
	730	20° 50′	260
	620	32° 25′	**332**
	590	33° 35′	**327**
	470	40° 30′	305
	415	38° 30′	258
	425	34° 15′	239
	627	20°	214
	740	15° 50′	197
	600	20° 30′	211
	580	23°	227
	570	13° 40′	135

Entfernungsmessungen: Dr. Roth
Theodolith: Bauer
Protokoll: Prof. Kullmer.

Meter. Eine kleine Umänderung des Entfernungsmessers würde die Genauigkeit der Messungen noch wesentlich erhöhen. Der Entfernungsmesser ist ursprünglich nur für die Vermessungen feststehender Ziele gedacht, deshalb sind Visier und Bewegungsvorrichtung dementsprechend einfach eingerichtet. Für die Vermessung beweglicher Ziele müßte er wie die Flakgeräte mit seitlichem Visier und leicht beweglicher Haltevorrichtung versehen sein. Ein Beobachter würde dann die Verfolgung des Flugzeuges übernehmen, ein anderer die eigentliche Entfernungsmessung. Diese kleine Abänderung ließe sich noch leicht anbringen. Über einen Flugbahnzeichner, den die Fa. C. P. Goerz, Berlin, ebenfalls für die Rhön zur Verfügung gestellt hatte, wird später von anderer Seite berichtet werden.

Bemerkungen zum Möwenflug.

Von P. Polis, Aachen.

Gelegentlich meines letzten Aufenthaltes in Friedrichshafen habe ich die in der Arbeit von Dreisch, »Der Segelflug der Vögel und die Theorien zu seiner Erklärung, Beiheft 9 der ZFM, August 1922« gemachten Bemerkungen über den Segelflug der Möwen vollauf bestätigt gefunden. Die aufsteigende Luftbewegung, die ein in Fahrt befindliches Schiff in seiner Umgebung verursacht, gibt die Möglichkeit des Segelns. Je nach der Wind- und Fahrtrichtung des Schiffes ändern sich die Stellen, an welchen das Segeln möglich ist; durch Füttern der Möwen gelang es in wiederholten Fällen, die Möwen zum Segeln zu bringen. Oftmals lag die Stelle des aufsteigenden Luftstroms nicht allein hinter dem Schiffe, sondern seitlich. Dabei konnte man feststellen, wie die Möwen sich durch den aufsteigenden Luftstrom nach oben treiben ließen; sie segelten häufig nur in eine Höhe von mehreren Metern über dem Deck des Schiffes und etwa ein Meter seitlich von der Schiffswand entfernt. Hatte man diese Stelle (Stellen) herausgefunden, so gelang es durch geworfene Brocken die Möwen stets längere Zeit zum Segeln zu bringen. Bei der durch Änderung der Fahrtrichtung des Dampfers entstehenden Veränderung der Lage des aufsteigenden Luftstromes folgten die Möwen dieser Änderung; hatte man die neue Stelle erkannt, so konnte man die Möwen wieder in das Spiel des aufsteigenden Luftstromes und damit zum Segeln bringen. Einmal gelangen die Versuche nicht, und zwar an einem Tage mit ausgeprägter Gewitterlage, weil eine kräftige Gewitterböe von Südwesten über den Bodensee zog, der See war stark bewegt. Der Dampfer befand sich dabei zurzeit auf der Rückseite des Wirbels. — Besonders möchte ich noch betonen, daß ich die Arbeit von Dreisch erst nachher gelesen habe. —

Das Entenproblem.

Von W. Klemperer.

Aachen hatte sich dies Jahr aufs Experimentieren verlegt und neben einem Schuldoppeldecker (konstruiert von Nowak und Landmann) und zwei Flügelsteuerungs-Flugzeugen (von E. v. Lössl) einen ganz aus dem Rahmen des Gewohnten fallenden Typ, eine »Ente«, zur Rhön gebracht. Freilich war es nicht ganz programmgemäß, daß neben den Experimentiertypen die bewährte »Blaue Maus«, die in Aachen in etwas verbesserter Form hergestellt wird, in keinem Exemplar zum Wettbewerb kommen konnte. Leider war auch die Zeit zu knapp gewesen, um die »Ente« vor dem Wettbewerb zu erproben und die ersten Versuche mit einem neuen Typ in einem Wettbewerb machen zu müssen, ist immer eine mißliche Sache. Wenn auch dem Flugzeug noch keine Erfolge beschieden waren, und die Versuche noch keineswegs abgeschlossen sind, so wird doch vielleicht eine kurze Skizzierung der Gedankengänge, welche bei Entwurf und Bau leitend waren, von einigem Interesse sein.

Das Entenproblem kann noch nicht als erledigt gelten. 1. Es handelte sich hier um den ersten Versuch, einmal eine Ente nach moderneren aerodynamischen Gesichtspunkten zu bauen, insbesondere mit freitragenden Flügeln. 2. Es war anzunehmen, daß gerade für den Segelflug der vornliegende Steuerflügel unter Umständen als Windfühler von gewissem Nutzen würde sein können. 3. Gerade der Ententyp bietet eine sehr vorteilhafte Möglichkeit, einen Begleiter unterzubringen, ohne daß das Flugzeug dann nicht mehr einsitzig geflogen werden könnte. Denn bei diesem Typ ist die Verteilung der Massen und der Auftriebe ungefähr gleichmäßig, so daß im Gegensatz zum Schwanztyp der Schwerpunkt des leeren Flugzeugs schon ziemlich richtig im Auftriebsmittel liegt. Daher kann die Besatzung im Schwerpunkt untergebracht werden, und eine Veränderung ihres Gewichts ändert den Momentenausgleich nicht. Dazu kommt noch, daß der Schwerpunkt und daher auch die Sitze der Insassen nicht innerhalb des Hauptflügelholmsystems zu liegen kommen, sondern davor. Dies sichert einen einfachen Aufbau und durchgehende Holme. 4. Endlich ist die »Ente« ein Typ, welcher für Experimente mit dem Lachmannschlitz besonders geeignet ist, weil man steiler landen kann als mit einem Schwanzflugzeug. In eingehenden Windkanalversuchen in Friedrichshafen und in Göttingen war die Anordnung und insbesondere die Zweckmäßigkeit von Schlitzflügeln bei dieser Bauart studiert worden. Die Versuchsergebnisse sollen später veröffentlicht werden. Der Lachmannschlitz wurde schließlich mit Rücksicht auf die Schwierigkeiten einer Verschlußvorrichtung auf die Querruderspalte beschränkt.

Die bisherige Erprobung des Flugzeugs blieb auf zehn Versuche beschränkt, von denen einige zu kleineren Sprüngen führten. Anfangs ergaben sich Startschwierigkeiten, welche durch Änderung der Kufen behoben werden konnten, so daß das Flugzeug bei der Fortsetzung der Versuche nach Schluß des Wettbewerbs sogar außerordentlich leicht vom Boden wegkam. Es genügten 3 bis 4 m/s Wind und nur eine sehr geringe Anlaufgeschwindigkeit auf dem flachen Hang, der von der Kuppe gegen die Schonung beim Lager führt. Die Schwierigkeiten in der Kursstabilität zeigten sich nach Anbringung eines Kielruders, das mit der Verschwenkungsvorrichtung des Vorderflügels gekuppelt wurde, merklich gemildert. Obwohl sonst die Ente von Modellversuchen her als sehr längsstabil bekannt ist, zeigte sie sich doch als Gleitflugzeug in der Höhensteuerung als sehr schwierig. Selbst nach Vergrößerung des Höhensteuerausschlagbereichs war die Sicherung der Längslage noch nicht gewährleistet. Offenbar verlangen die großen Trägheitsmomente dieses Typs ganz besonders große Ruder. Vielleicht spielt es auch eine Rolle, daß beim Start, wenn sich der Vorderrumpf etwas anhebt, der Vorderflügel gleich in schnellere Windzonen kommt, was bei der geringen Fluggeschwindigkeit viel ausmachen kann. Die geschlitzten Querruder bewährten sich beim Durchfallen, einer bei diesen Versuchen nicht seltenen Erscheinung, nicht schlecht.

Da das Flugzeug infolge seiner außerordentlich robusten Bauart bei den Versuchen keinerlei nennenswerte Beschädigungen erlitten hat, sollen die Versuche nach Änderung der Steuerung noch weiter fortgesetzt werden. Hierüber wird zu gegebener Zeit noch berichtet werden.

Ausblick.

Von Kurt Wegener.

1. Der Flug im Hangwind[1]), dessen Möglichkeit durch die Erfolge in der Rhön bewiesen ist, ist im wesentlichen an die Erdnähe gebunden. Geländestufen aller Art, Berghänge, Waldränder, Deiche, Seeufer, Meeresküste, Dünen (zur künftigen Einrichtung eines Seebades gehört auch ein Passagiersegelflugzeug) und Wind sind seine Voraussetzung. Wo diese Hindernisse des Luftstroms in genügender Ausdehnung vorhanden sind, oder sich gegenseitig ergänzen, ist es möglich, Überlandreisen zu machen.

2. Beim dynamischen Flug handelt es sich stets darum, kinetische Energie ($m \cdot v^2 \cdot 2^{-1}$) in potentielle ($m \cdot g \cdot h$) umzuwandeln[2]). Unter Vernachlässigung der Reibung erhalten wir nämlich:

$$m \cdot g \cdot h = \tfrac{1}{2} \cdot m \cdot v^2$$

oder, wenn wir $g = 10$ setzen,

$$20\,h = v^2.$$

Der Höhengewinn ist größer, als der entsprechende Höhenverlust, weil h proportional dem Quadrat der Geschwindigkeit wächst.

Höhengewinn und Verlust ergibt sich für ein Flugzeug von 10 m/s Eigengeschwindigkeit ohne Reibung, aus dieser Formel nach folgender Zahlentafel:

Windänderung m/s ±	Höhengewinn m	Höhenverlust m	Resultierender Gewinn aus einer Schwankung
2	2	2	—
4	5	3	2
6	8	4	4
8	11	5	6
10	15	5	10

Regelmäßige Windschwankungen um mehr als ± 6 m/s sind selten (Meeresoberfläche bei Seegang); unregelmäßige sind schwer verwendbar. Groß ist der Höhengewinn also kaum. Wenn er die Sinkgeschwindigkeit des Flugzeugs kompensieren soll, muß diese schon klein sein.

Die Windzunahme über dem Erdboden ist bis 200 m-Höhe am größten, sie beträgt bei 4 m/s am Erdboden z. B. + 6 m/s. Die Windsprünge an den Gleitflächen in der freien Atmosphäre sind von der gleichen Größenordnung wie diese Windzunahme. Günstiger steht es mit den Windschwankungen auf See; die durch die Dünung bei Windgeschwindigkeiten von mehr als 8 m/s erzeugt werden, zu denen die Vertikalbewegung der Luft bei Hebung und Senkung der Welle tritt. Hier hat der dynamische Flug die besten Aussichten.

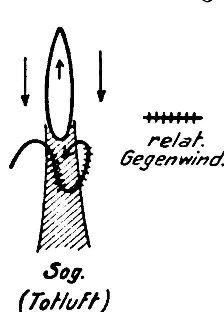


Abb. 1.

Beim Flug hinter dem Heck eines Schiffes ist der Flug teils dynamisch, indem das Flugzeug abwechselnd in der Windstille hinter dem Schiff und im Gegenwind seitwärts, also in örtlichen Windschwankungen (Rayleigt), fliegt; teils statisch, indem das Flugzeug im Bereich des Sogs hinter dem Schiff gehoben wird.

Den Flug hinter dem Schiff halte ich für verhältnismäßig leicht ausführbar. Er wird die Einleitung des dynamischen Fluges auf See bilden, da Start und Landung bei hohem Seegang schwierig sind.

3. Für die aerodynamische Leistung eines Flugzeugs gilt uns bis zu gewissem Grade als Maßstab der Gleitwinkel. Beim statischen Gleit- oder Segelflug aber kommt es nicht auf den Gleitwinkel, sondern mehr auf die Sinkgeschwindigkeit an.

[1]) Nach v. Kármán, ZFM 1921: Statischer Flug.

[2]) Lanchester Aerodynamik, deutsch von C. Runge. Von Lanchester rührt auch die Bezeichnung dynamischer Flug her für alle Fälle, in denen kinetische Energie in potentielle (Höhe) umgewandelt wird.

Das Gleitverhältnis 1/8 z. B. ist ein sehr gutes, und ergibt einen sehr guten Gleitwinkel. Eine schnelle Maschine von 32 m/s Eigengeschwindigkeit sinkt bei diesem Gleitverhältnis aber um 4 m/s, bedarf also einer kompensierenden Vertikalkomponente der Luftbewegung von mindestens 4 m/s. Eine Maschine hingegen von halber Geschwindigkeit (16 m/s) sinkt bei gleichem Gleitverhältnis nur um die Hälfte (2 m/s), braucht also nur den halben Aufwind. Je geringer die Eigengeschwindigkeit ist, um so geringeren Aufwind braucht man, um das Flugzeug zu tragen. Geschieht indessen die Verringerung der Geschwindigkeit durch Erhöhung des schädlichen Widerstandes (fliegendes Drahthindernis), so wird die Maschine bei jeder Erhöhung der Geschwindigkeit (dynamischer Flug) den Überschuß sofort abgeben. Sie wird zum dynamischen Flug unbrauchbar. Dies macht sich bereits im Hangwind beim statischen Flug bei den unvermeidlichen Geschwindigkeitsschwankungen bemerkbar.

4. Thermischer Aufwind. Bei labilem Gleichgewicht der Luft steigen wärmere, und deshalb leichtere Luftballen in die Höhe, und werden durch kältere Luft, die aus der Höhe herabsinkt, ersetzt. In der Höhe kann der so entstehende Aufwind (Vertikalbewegung der Luft) bei kräftiger Sonnenstrahlung beträchtlich sein. Man kann ihn unter sommerlichen Haufenwolken stets erwarten. 2—4 m/s sind häufig. Unter Gewitterwolken überschreitet er 8 m/s. An der Erdoberfläche werden die Vertikalbewegungen in horizontale umgewandelt, die uns der Böenschreiber aufzeichnet. Für den Segelflug entsteht also die Schwierigkeit, in die Höhen zu gelangen, in denen die thermischen Ströme genügende Vertikalgeschwindigkeit besitzen. Auch für die Ausnutzung der horizontalen Geschwindigkeitsunterschiede an den Gleitflächen der freien Atmosphäre tritt die gleiche Schwierigkeit auf.

Stärker als bei uns ist der thermische Aufwind in südlicheren Breiten. Bei uns ist er am stärksten im April/Mai bei stillem, heiterem Wetter.

5. Eine Entwicklung der Startmethode scheint also in der Weise erwünscht, daß das Flugzeug zwar wie jetzt gestartet, aber am Draht oder Kabel wie ein meteorologischer Drache in größere Höhen gebracht, und erst dort durch den Führer vom Draht befreit wird. Auf diese Weise kann man in die Höhe gelangen, in der der thermische Aufwind, oder die Aufwärtskomponente der Luftbewegung, zum Tragen und Heben ausreicht. Technische Schwierigkeiten, das Flugzeug wie einen Drachen am Draht oder Kabel aufzulassen, bestehen kaum. Die Stabilitätsschwierigkeiten, die für den Drachen bei böigem Wetter auftreten, existieren für das gefesselte Flugzeug ebenfalls kaum, weil es gesteuert wird. Das Hochlassen kann vom fahrenden Automobil mit einige hundert Meter Draht, oder, wie beim meteorologischen Drachen, von einer Winde (Motor, fahrbar) aus erfolgen.

Dadurch, daß man die Gipfelhöhe des Aufstiegs beim Hochwerfen des gefesselten Flugzeuges beliebig wählen kann, bietet sich auch bequeme Gelegenheit zum Schulen. Das in der Höhe vom Draht befreite Flugzeug landet wieder am Aufstiegsplatze. Das lästige Wiederhochschleppen auf den Berg, das den Rhönübungen anhaftet, fällt bei dieser Methode fort.

Vor allem aber scheint diese Methode geeignet, den meteorologischen Drachenaufstieg weitgehend zu ergänzen. Dieser liefert keine Augenbeobachtungen, sondern nur Registrierungen. Über Sicht, Wolken und Vertikalbewegungen der Luft erfahren wir nichts durch ihn. Der gefesselte Flugzeugaufstieg liefert uns Sicht und Wolken. Er kann mit Hilfsdrachen in die gleichen Höhen gelangen, wie der unbemannte Drachenaufstieg. Die Abrißgefahr ist wahrscheinlich verringert, weil man den Zug mit dem Höhenruder regulieren kann. Nach Befreiung vom Draht liefern die über den Gleitflug superponierten Bewegungen unter Berücksichtigung der Ruderbewegungen unmittelbar die Vertikalbewegungen der Luft.

6. Die größten angeblichen Fluggeschwindigkeiten sind rd. 400 km/h. Sie überschreiten mit Sicherheit 200 km/h. Aber diese Geschwindigkeiten sind erreicht unter Opferung aller sonstigen erwünschten Flugeigenschaften. Die Reisegeschwindigkeiten oder die Geschwindigkeiten relativ zur Luft über größere Strecken sind weit geringer. Berechnet man aus den Start- und Landezeiten der Verkehrsflugzeuge die Geschwindigkeit über Grund



und unter Zugrundelegung des in 500—1000 m Höhe von den aerologischen Stationen gemessenen Windes (Kursdreieck) die Eigengeschwindigkeit, so erhält man für die umgebauten ehemaligen deutschen Kriegsflugzeuge 120 km/h. Nach der englischen Zeitschrift »the Aeroplane« hatte die schnellste englische Verkehrsmaschine beim Wettfliegen um den »Kings cup« 1922 eine Reisegeschwindigkeit von 123 km/h über eine Strecke von 1500 km. Zwei ausländische Verkehrsmaschinen, die ich nachmaß, hatten eine Reisegeschwindigkeit von 122 bis 125 km/h. Für die Junkers-Maschine, die vor kurzem ohne Zwischenlandung von Berlin nach Moskau flog, ergibt sich unter Zugrundelegung der in den Zeitungen veröffentlichten Flugzeit und des im Wetterbericht der Seewarte enthaltenen Windes, 130—135 km/h. Erst bei 150 km/h ist nach einer von mir durchgeführten Rechnung für unsere windreichen Breiten das Flugzeug merklich unabhängig vom Wind.

Das Segelflugzeug hat eine Eigengeschwindigkeit von 35—55 km/h. Seine Bewegung über Grund ist also vom Wind stark abhängig. Kräftiger Wind ist die Voraussetzung für den statischen Flug. Dieser hat also die besten Aussichten quer zum Wind. Bei stillem Wetter ist man auf die thermischen Ströme angewiesen, muß sich hochkreisen im thermischen Strom (unter Haufenwolken) und dann im Gleitflug zur nächsten Wolke gehen. Die Reisegeschwindigkeit der Segelflugzeuge über Grund wird also im allgemeinen sehr gering sein, um so größer die Zeitdauer der Flüge, die den Flieger in seinem Element heimisch machen wird.

Fokker-Überlandflug-Preis.

§ 1.

Die Veranstalter des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1922 schreiben im Auftrag des Herrn A. Fokker einen Überlandflug-Preis im Werte von 200 holländischen Gulden auf Grund nachstehender Bedingungen aus.

§ 2.

Der Fokker-Überlandflug-Preis wird demjenigen Bewerber zugesprochen, der bis zum 1. Mai 1923 als erster von der Wasserkuppe aus auf einem motorlosen Flugzeug (Vorrichtungen zur Ausnutzung der Muskelkraft der Insassen gelten nicht als motorischer Antrieb) eine Strecke von mindestens 25 km Länge, gemessen in der Luftlinie und im Grundriß, zurücklegt. Entscheidend für die Zuerkennung des Preises ist der Zeitpunkt des Startes (Loslösung von der Erdverbindung).

§ 3.

Als Bewerber sind natürliche oder juristische Personen zugelassen, die Eigentümer des im Wettbewerb geflogenen Flugzeuges sind. Diese geforderten Voraussetzungen sind nachzuweisen.

§ 4.

Der Nachweis für die vollbrachte Leistung ist zu bestätigen wie folgt:

1. Eine Bescheinigung über den erfolgten Start von zwei von den Veranstaltern anerkannten Sportzeugen.
2. Eine Bescheinigung über die erfolgte Landung von zwei Sportzeugen. Die Landungsstelle ist von der nächsten Ortsbehörde amtlich zu bestätigen.
3. Beschreibung des Fluges durch den Führer mit eidesstattlicher Versicherung der Richtigkeit.
4. Ein Barogramm aus einem versiegelten Barographen, der dem Führer von beiden Sportzeugen vor dem Start überreicht wird.

Diese Angaben sind der Geschäftsstelle des Rhön-Segelfluges in Frankfurt a. M., Bahnhofsplatz 8, innerhalb eines Monats nach vollführtem Flug einzureichen.

§ 5.

Jeder Wettbewerber hat vor Antritt des Fluges folgende Dokumente bei den Veranstaltern zu hinterlegen:

1. Zwei Lichtbilder des Flugzeuges, aufgenommen von vorn und von der Seite.
2. Eine kurze Baubeschreibung durch den Bewerber oder Erbauer des Flugzeuges.
3. Eine Eigentumserklärung des Bewerbers mit Angabe seiner Anschrift.

§ 6.

Die Auszahlung des Preises erfolgt an den Bewerber.

§ 7.

Das von den Veranstaltern zu ernennende Preisgericht tritt spätestens 14 Tage nach Eingang der Unterlagen zusammen.

§ 8.

Gegen die Entscheidung des Preisgerichtes gibt es keine Berufung.

§ 9.

Falls kein Bewerber die Bedingungen erfüllt, hat der Stifter des Preises einen entsprechenden Trostpreis ausgesetzt.

§ 10.

Die Veranstalter lehnen jede Haftung für sich und die Preisrichter gegenüber dem Bewerber, dem Führer, den von dem Bewerber beauftragten Personen, Sportzeugen und anderen Personen, ab.

Frankfurt a. M., den 23. September 1922.

Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrt-Verbandes. Deutscher Modell- und Segelflug-Verband.

Der französische Segelflug-Wettbewerb von Clermont Ferrand.

(Premier Congrès Expérimental d'Aviation sans Moteur.)

Von Alfred Richard Weyl.

A. Der Wettbewerb.

Fast gleichzeitig mit dem diesjährigen Rhön-Segelflug-Wettbewerb fand vom 6. bis 21. August der erste französische Segelflug-Wettbewerb in der Auvergne statt. Über die Ausschreibung dieses vom französischen Luftfahrt-Verband (»Association Française Aérienne«) zusammen mit dem Aero-Club der Auvergne veranstalteten Bewerbes ist bereits in dieser Zeitschrift von Wendland[1]) berichtet worden.

Mit dieser Veranstaltung hat auch Frankreich den von der deutschen Segelflugbewegung gewiesenen Weg beschritten und anerkannt, daß einmal die Züchtung schwachmotoriger Flugzeuge über das Mittel des Segelfluges führt, und daß der motorlose Flug an sich unter Ausnutzung der Windenergie aussichtsreich und erstrebenswert ist. Noch etwa vor Jahresfrist stand die »Aviette«, das Fahrradflugzeug mit Antrieb durch menschliche Kraft unter Verzicht auf Ausnutzung der natürlichen Luftströmung, dort im Vordergrunde des Interesses. Unter dem Einfluß der deutschen Erfolge im Segelflug haben sich jedoch vor nicht zu langer Zeit die Meinungen geändert, und man findet jetzt, daß die Deutschen von Anfang an auf dem richtigen Weg gewesen sind. Ganz unumstritten war freilich auch in Frankreich die Segelflugbewegung nicht, denn Männer wie Louis Blériot und Gabriel Voisin, die ja schon seit langem über zahlreiche, zum Teil auch schmerzliche Erfahrungen im Gleitflugsport zurückblicken dürfen, haben sich noch unlängst gegen die Segelflugbewegung, die ihrer Ansicht nach nur einen Irrweg bedeutet, ausgesprochen. Die Vorkämpfer des motorlosen Fluges, zu denen vor allem Henry Farman, Réné Quinton und Bréguet zu zählen sind, sind aber in der Mehrheit und können zumal unter dem Eindruck der neuesten deutschen Erfolge auf einen starken Zuwachs an Anhängern zählen. Eine sehr wirkungsvolle Propaganda für den französischen Segelflug ist von Magnan, einem langjährigen Segelflugforscher, entfaltet worden.

Das Ergebnis dieser Bestrebungen bildet der diesjährige Wettbewerb in der Auvergne. Das dort vorgesehene Fluggelände hat nach französischem Urteil den Erwartungen keineswegs entsprochen. Die starke Zerklüftung war der Bildung von Hangwinden sehr nachteilig; zudem sind die

[1]) ZFM 1922, Heft 15, S. 215.



Windverhältnisse in dieser Gegend noch zu wenig erforscht, um dem Segelflieger einen Anhalt bieten zu können. Es erscheint daher nicht unbegründet, wenn die Franzosen sich unter Berufung auf diese Umstände als den deutschen Rhönfliegern gegenüber benachteiligt hinstellen. Das Gelände der Wasserkuppe ist offenbar doch noch wesentlich günstiger als das Gelände beim Puy-de-Combegrasse, das überdies bei Südostwind infolge der vorgelagerten Puy-de-la-Rodde für Segelflüge nicht verwendbar ist. Die Unterschiede zwischen dem Wasserkuppengelände und dem Gelände am Puy-de-Combegrasse dürften aus den bestehenden Skizzen und Lichtbildern, die der Zeitschrift »L'Aéronautique« entnommen sind, ohne weiteres erhellen.

Zur Unterbringung der Teilnehmer und der Flugzeuge wurde bei der Ortschaft Aydat ein Zeltlager, der »Camp Mouillard«, geschaffen und mit allen Bequemlichkeiten, wie elektrischem Licht und Badegelegenheit, ausgestattet. Für die Flugzeuge waren 15 Zelte und 3 Bessoneau-Schuppen aufgestellt. Zum Heraufschaffen der Flugzeuge diente ein besonderer, als Zugmaschine umgebauter Personenkraftwagen, der dafür nur etwa 25 min Zeit erforderte. In dieser Hinsicht waren die Franzosen unseren Rhönfliegern gegenüber im Vorteil. Zum Start wurde gewöhnlich eine 40 m lange Gummischnur mit 3 bis 4 Mann Startmannschaft verwendet.

Der Wettbewerb galt als »international« gemäß Ziffer 5 der Ausschreibung, wonach die Teilnahme jedem Angehörigen oder Flugzeug französischer, alliierter oder neutraler Herkunft freistehen sollte. Die ausländische Beteiligung blieb aber recht spärlich. Außer dem Schweizer Chardon mit seinen Schülern Cuendet und Hemmerdinger nahm nur noch der Amerikaner Allen, der später auch nach der Rhön gekommen ist, teil. Einige weitere Nichtfranzosen, die gemeldet hatten, sind zum Wettbewerb nicht erschienen.

Die gemeldeten Flugzeuge, genau fünfzig an der Zahl, sind in der untenstehenden Zahlentafel wiedergegeben. Unter den Anmeldern findet man neben vollkommen unbekannten Namen auch solche wie de Monge, Dewoitine, Farman, Potez, Bréguet, Clément, Levasseur, Moineau und Paulhan, die auf namhafte flugtechnische Leistungen zurückblicken können. Eine recht große Zahl dieser Konstrukteure hat es allerdings

Gemeldete Flugzeuge vom französischen Segelflug-Wettbewerb von Clermont-Ferrand.

Melde-Nr.	Name	Bauart	Spannweite m	Länge m	Tragfläche m²	Leergewicht kg	Führer
1	Moriss Abbins	—	—	—	—	—	Morris Abbins
2	L. de Monge	Eindecker mit Sitzboot und Doppelrumpf	11,0	7,62	25	85	J. Casale
3	L. de Monge	Eindecker mit Sitzboot und Doppelrumpf	11,0	7,62	25	85	J.-R. Roques
4	Eric Nessler	Verspannter Sitzgleiter-Doppeldecker mit dickem Flügelprofil	—	—	—	—	E. Nessler
5	Dewoitine	Eindecker mit freitragendem Flügel	11,3	4,85	11,5	80	Barbot
6	G. Beuchet	Eindecker	9	5	15	—	Beuchet
7	E. Derivaux	—	—	—	—	—	Derivaux
8	L. Coupet	Eindecker mit freitragendem Flügel	11	6	20	40	Coupet
9	J. Gilbert	Eindecker mit Flügelsteuerung	8	4	13,4	60	H. Pisson
10	G. Groux	—	—	—	—	—	Groux
11	J. Pimoule	—	5,35	—	—	25	Pimoule
12	Max Massy	Eindecker mit fußbetriebener Luftschraube	11	4,50	16	—	Massy
13	J. Deshayes	Verspannter Eindecker mit dickem Flügel	16	5,20	22	100	A. Camard
14	F. Chardon (Schweiz)	Hängegleiter-Doppeldecker CH 3	5,60	3,50	15	15,5	Cuendet
15	F. Chardon (Schweiz)	Eindecker (Hochdecker) CH 4	10,20	5,80	16,5	45	Cuendet
16	F. Chardon (Schweiz)	Hängegleiter-Doppeldecker CH 5	—	—	—	12,5	Cuendet
17	G. Thorouss (Belgien)	Eindecker (»Aviette«)	4,40	3,50	12,5	50	Thorouss
18	D. Montagne	Schwanzloser Hochdecker nach Dunne	15	5	18	15—18	Montagne
19	Farman	Eindecker »Moustique« ohne Motor	10	6	15	40	Bossoutrot
20	Grandin	Eindecker mit Schlagflügeln	14,5	8	50	80	Grandin
21	M. Rollé	Eindecker-Hängegleiter nach Lilienthal	9	4	11	23	Rollé
22	M. Rousset	Eindecker	9	4	14	40	Rousset
23	A. Potez	Zweidecker (motorloses Sportflugzeug VIII P)	8	5,50	20	90	Douchy
24	G. Sablier	Eindecker ohne Schwanz nach Dunne	9,50	4	13,25	40	Sablier
25	P. O. Détable	—	5	4	23	100—120	Détable
26	L. Peyret	Eindecker (Tandem)	10,20	6,30	15	45	Peyret
27	A. Valette	Eindecker	7	2,20	8	25	Valette
28	Bernasconi (Schweiz)	Eindecker (»Aviette«)	7	4	10	30	Bernasconi
29	M. Griffrath	Eindecker	10,60	5,35	16	38	X....
30	L. Lefort	Dreidecker (»Aviette«)	8,40	4,50	25	120	Lefort
31	P. Alvi	Eindecker	8,50	6	13	58	Alvi
32	J. Trofin (Rumänien)	Dreidecker	8	6,50	24	72	Trofin
33	L. Bréguet	Eindecker	—	—	20	80	X....
34	G. Julien	Eindecker (»Aviette«)	7,50	3,75	10	35	Julien
35	M. Aubiot	Zweidecker (»Aviette«)	—	—	11	40	Aubiet
36	Jules Caux	Hubschrauber	5,50	3,50	20	32	Caux
37	Bellanger Frères (Denhaut)	Eineinhalbdecker mit rundem Schalenrumpf	—	—	—	—	Fétu
38	Landes et Derouin	Eindecker	11	4,50	16	50	Landes
39	Aeronautical Engineering Society (U. S. A.)	Eindecker mit freitragendem Flügel	7,50	4,50	11,22	34	Ed. Allen
40	Louis Clément	Dreidecker (Sportflugzeug älterer Bauart ohne Motor)	7,50	3,50	12,5	75	Sardier
41	Dewoitine	Eindecker mit freitragendem Flügel wie Melde-Nr. 5	11,3	4,85	11,5	80	Thoret
42	Levasseur-Abrial	Eindecker mit freitragendem Flügel	11,2	6,10	20	80	H. Pitot
43	Dits Moineau	Eindecker	12	5,50	20	50	Moineau
44	L. Paulhan	—	7,11	6,12	20	130	Paulhan
45	P. Bonnet (Clément)	Metall-Zweidecker (verspannt)	8,40	5,50	18	65	Descamps
46	J. Gafner	—	7,30	4,80	22	47	Gafner
47	E. H. M. Farman	»Sport«-Doppeldecker ohne Motor	9,0	7,0	25	125	Bossoutrot
48	Verrimst Maneyrol	Eindecker mit drehbaren Flügeln und Schwerpunktsteuerung	10	4	23	150	Maneyrol
49	Ch. Vercruysse	»Aviette« mit Schlagflügeln	7	3	10	50	Vercruysse
50	Thourel-Boisson	—	—	—	—	—	X....

bei der Meldung bewenden lassen. Unter den gemeldeten Führern finden sich wohlbekannte Fliegernamen wie Casale, Bossoutrot, Moineau, Paulhan u. a. m.; die Mehrzahl der Erbauer rechnete aber mit dem eigenen fliegerischen Können. Die Meldeliste weist natürlich auch eine Reihe von »Kuriositäten«, als da sind Schwingen- und Schlagflügelflugzeuge, Tandemeindecker, Flugzeuge mit Fußantrieb, Hubschrauber mit Handantrieb usw., auf. Auch davon erschienen leider die wenigsten.

Überhaupt ist die wirkliche Beteiligung am Wettbewerb nicht überragend zu nennen. Wie aus der Zahlentafel 2 hervorgeht, konnten nur 19 Flugzeuge, also 38 vH der gemeldeten, für die Veranstaltung in Betracht gezogen werden. Von diesen Flugzeugen ist wiederum ein großer Teil erst verspätet in der Auvergne angelangt, kam mithin für die eigentliche Teilnahme am Segelflug nicht voll in Frage. Von den 12 wirklich erprobten Flugzeugen sind nach der Ansicht Magnans nicht mehr als 5 für den Segelflug wirklich bemerkenswert. Die anderen Flugzeuge sind entweder als aussichtslose Versuche technisch ungeschulter Erfinder oder als Motorflugzeuge ohne Motor im strengen Sinne des Wortes auszusprechen.

Über den Verlauf des Wettbewerbes ist nicht viel zu berichten. Wie immer bei derartigen Veranstaltungen sind die letzten Tage die erfolgreichsten gewesen, während die ersten Tage ziemlich still verstrichen. In der Auvergne trat diese Eigenart der Segelflugveranstaltungen um so augenfälliger in Erscheinung, als es sich hier nicht nur um unerprobte Segelflugzeuge handelte, sondern auch fast sämtliche Flieger keinerlei Segelflugschulung aufzuweisen hatten. Die besten Leistungen sind so erst nach Schluß des Wettbewerbes vollbracht worden. Das Wetter hat den Wettbewerb anscheinend nicht beeinträchtigt. Während der Veranstaltung ereignete sich ein schwerer Unfall, der dem Flugzeugführer Fétu das Leben kostete. Fétu steuerte den Bellanger-Denhaut-Doppeldecker am 18. August zum zweiten Male, als er nach 50 s Flug infolge Überziehens aus 30 m Höhe abtrudelte; beim Sturz wurde er, lebensgefährlich verletzt, aus dem Bruch hervorgezogen. Im übrigen ist die Veranstaltung trotz mancherlei Stürze von schweren Unfällen verschont geblieben. Dies mag nicht zum wenigsten auf die bautechnische Überprüfung der Flugzeuge seitens der Wettbewerbsleitung zurückzuführen sein.

Das Preisgericht stand unter dem Vorsitz des Lieutenant-Colonel Paul Renard. Jedes Flugzeug und jeder Führer hatte nach deutschem Muster zunächst einen Flug von 10 s Dauer nachzuweisen. Im Wettbewerb selbst wurden nur Flüge von mehr als 30 s Dauer gewertet. Leistungen und Preise gehen aus folgender Zusammenstellung hervor:

Flugweite:

1. Potez (Führer Douchy) . . . . 10000 Fr.
2. Farman 19 (Führer Bossoutrot) . . . . . . 5000 Fr.

Flugdauer:

1. Farman 19 (Führer Bossoutrot) 5 min 18 s, und Ehrenpreis. 5000 Fr.
2. Coupet (Führer Coupet) 4 min 50 s . . . . 3000 Fr.

Gesamtflugdauer im Wettbewerb:

1. Farman 47 (Führer Bossoutrot und Paulhan) 49 min 55 s . . . . 5000 Fr.
2. Farman 19 (Führer Bossoutrot) 48 min 55 s 3000 Fr.
3. Chardon 15 (Führer Chardon) 34 min 15 s . 2000 Fr.
4. Coupet (Führer Coupet) 31 min 20 s . . . . 1000 Fr.
5. Bonnet (Führer Descamps) 19 min 23 s . . 500 Fr.

Höhe über Abflugstelle:

1. Farman 19 (Führer Bossoutrot) 80 m über Starthöhe . . . . 5000 Fr.
2. Coupet (Führer Coupet) 53 m über Starthöhe 3000 Fr.
3. Bonnet (Führer Descamps) 30 m über Starthöhe . . . . 1500 Fr.

Teilnehmende Flugzeuge des französischen Segelflug-Wettbewerbes.

Name	Bauart	Spannweite m	Länge m	Tragfläche m²	Leergewicht kg	Führer	Flugergebnisse
De Monge	Eindecker mit elastischem Flügel	11,0	7,62	25	85	Casale	verspätet angelangt; ein Flug
Nessler	Doppeldecker mit dicken Flügeln und leichter V-Stellung	6,60	4,50	18	65	Nessler	einige kleinere Flüge
Dewoitine	Eindecker mit elastischem Flügel	11,30	4,85	11,5	110	Barbot	eines der besten Flugzeuge; nach dem Wettbewerb franz. Dauer-Höchstleistung mit 20 min.
Coupet	leichter Eindecker mit freitragendem Flügel	11,0	6,0	20	40	Coupet	sehr gute Flugleistungen
Deshayes	Eindecker mit dickem verspanntem Flügel	16,0	5,20	22	100	Camard	ein Flug
Chardon	Hängegleiter-Doppeldecker mit Seitenruder	5,60	3,40	15	15,5	Chardon	ein Flug
Chardon	Hängegleiter-Doppeldecker mit Seitenruder	5,60	3,50	15	12,5	Chardon	zahlreiche Flüge
Farman	Verspannter Eindecker mit starren, dünnen Flügeln; motorloser Sporteindecker	10,0	6,0	15	40	Bossoutrot	erfolgreich; zahlreiche Flüge
Potez	Potez-Sportdoppeldecker ohne Motor	8,0	5,87	21	110	Douchy	erfolgreich geflogen
Peyret	Tandem-Eindecker	6,60	4,90	14,5	47	Maneyrol	verspätet angelangt; einige kleinere Flüge
Bellanger-Denhaut	Rumpfdoppeldecker	10,0	8,0	19	90	Fétu	zwei Flüge; schwerer Sturz
Landes et Derouin	Verspannungsloser Eindecker mit gekrümmtem Flügel; Taubenform	11,0	4,50	16	50	Landes, Derouin	einige kleine Flüge
Aeronautical Engineering Society	verspannungsloser Hochdecker	7,5	4,5	11,2	34	Allen	zahlreiche, erfolgreiche Flüge
L. Clément	Dreidecker	5,5	3,5	12,5	75	Sardier	zahlreiche Flüge
Dewoitine	Eindecker mit elastischem Flügel	11,3	4,85	11,5	110	Thoret	einige kleine Flüge
Levasseur-Abrial	Eindecker mit freitragendem Flügel	12,20	6,10	20	90	Pitot	drei Flüge
Bonnet-Clément	Verspannter Rumpfdoppeldecker mit ausgeprägter V-Form	8,74	5,30	18	65	Descamps	erfolgreiche Flüge
Farman	Farman-»Sport«-Doppeldecker ohne Motor	9,0	7,0	25	125	Bossoutrot, Paulhan	erfolgreich; zahlreiche Flüge
Verrimst-Maneyrol	Eindecker mit Schwingenflügeln	10,0	4,0	23	150	Maneyrol	verspätet angelangt; einige Sprünge

Geringste Sinkgeschwindigkeit[1]):

1. Farman 19 (Führer Bossoutrot) 0,47 m/s . . 5000 Fr.
2. Coupet (Führer Coupet) 0,625 m/s . . . . . 2500 Fr.
3. Bonnet (Führer Descamps) 0,69 m/s . . . . 1500 Fr.

Ziellandungs-Wettbewerb:

1. Bossoutrot mit 0,0 m Abstand . . . . . . 2000 Fr.
2. Paulhan mit 3,0 m Abstand . . . . . . 1000 Fr.
3. Descamps mit 4,0 m Abstand . . . . . . 500 Fr.

Flug ohne Höhenverlust (Wagerechter Wellenflug):

1. Farman 19 (Führer Bossoutrot) 3 min 30 s 3000 Fr.
2. Coupet (Führer Coupet) 3 min 15 s . . . . 2000 Fr.

Burdairon sagt in der »Revue de l'Aéronautique Militaire«, daß während des ganzen Wettbewerbes nur drei Flüge wirklich den Namen Segelflug verdient hätten. Immerhin sind die erzielten Leistungen unter Berücksichtigung der Tatsache, daß die Franzosen erst Anfänger im Segelflug sind und daß das benutzte Gelände für den Segelflug durchaus nicht besonders günstig erscheint, durchaus beachtenswert, zumal wenn wir den Maßstab vergangener Rhönwettbewerbe anlegen.

B. Die teilnehmenden Flugzeuge.

Dem deutschen Flugtechniker können die teilnehmenden Flugzeuge des ersten französischen Wettbewerbes im allgemeinen schwerlich viel Neues und Interessantes bieten. Im großen und ganzen zeigt sich nur ein etwas planloses Suchen nach für den Segelflug brauchbaren Flugzeugformen, und dies bei einem Stande der Technik, der dem des ersten deutschen Rhön-Segelfluges noch nicht voll entspricht, besonders wenn man die reichlich aufgewendeten Mittel in Betracht zieht. So kommt denn ein nicht unbeträchtlicher Teil der Teilnehmer dazu, in primitiver Weise zu Gleitflugzeugen umgebaute schwachmotorige Sportflugzeuge für den Segelflug zu verwenden. Hier sind vor allem Farman, Potez und Clément zu nennen. Daß dieser Weg zu keinem brauchbaren Erfolge im Segelfluge führen kann, liegt nach unseren Erfahrungen auf der Hand. Derartige Bauten können eben nur als Gleitflugzeuge für Übungszwecke von Bedeutung werden.

Fortgeschrittener sind diejenigen Konstrukteure, die unter Zugrundelegen von deutschen Vorbildern von vornherein auf eine Anlehnung an bewährte Flugzeugbauarten verzichten. Die neuen Bauformen, die sie von unseren Segelflugzeugen herübernehmen, sind aber fast stets nicht derart durchgeführt, wie es etwa der Stand der Technik bei uns bedingen würde; meist bleiben diese Segelflugzeugerbauer auf halbem Wege stehen. Das ist u. E. auf die geringere Entwicklung der gesamten Flugtechnik in Frankreich, die sich ja in den modernen französischen Motorflugzeugen besonders charakterisiert, zurückzuführen. Zu der Gruppe von Flugzeugerbauern, die sich mehr an unsere Segelflugzeuge anlehnt, gehören neben den Eindeckern von Allen, die allerdings nicht die französische Technik verkörpern, die Flugzeuge von Coupet, Dewoitine, Levasseur-Abrial, de Monge und Gilbert, von denen der letztgenannte während des Wettbewerbes nicht mehr erprobt werden konnte. Nach dem Urteil von Magnan kommt für den eigentlichen (dynamischen) Segelflug nur der Deshayes-Eindecker mit seinem anpassungsfähigen Flügel in Betracht; die übrigen erfolgreichen Flugzeuge werden als Normalbauarten mit geringer Flächenbelastung für den statischen Segelflug im Hangwinde bezeichnet. Im übrigen ist von der bei uns häufig verwendeten Flügelsteuerung nur wenig Gebrauch gemacht.

Auffallend ist die verhältnismäßig geringe Zahl der Hängegleiter, die im Wettbewerb hauptsächlich durch Chardon vertreten wurden. Seine Doppeldecker entsprechen ganz den bekannten Hängegleitern Pelzners. Wie dieser hat auch Chardon weitaus am regsamsten geflogen, so daß er mit einer Gesamtflugdauer von 34 min 15 s den dritten Platz belegen konnte. Zu diesen Flügen wurde fast stets der leichtere der beiden Doppeldecker verwendet. Die größte Flugdauer wurde mit 1 min 35 s, die größte Flugweite mit rd. 1,2 km, die größte Flughöhe über dem Boden mit rd. 90 bis 100 m gemessen. In beide Hängegleiter ist nach dem Vorbilde Pelzners ein bewegliches Seitenruder eingebaut. Der Hochdecker von Chardon, ein Sitzgleiter, konnte wegen mangelnder Festigkeit nur in kleineren Sprüngen versucht werden. Dieser aus Holz aufgebaute Eindecker wog bei 16,5 m² Tragfläche rd. 45 kg. Ein Hängegleiter-Eindecker von Rollé, der ein wenig an die letzten Gleitflugzeuge unseres Otto Lilienthal gemahnt, konnte es nur zu kurzen Sprüngen bringen. Rollé hatte in gewissenhafter Weise auch die Schwungfedern der Vögel außen nachgebildet.

Über die Sportflugzeuge ohne Motor ist ebenfalls nicht viel zu sagen. Der Farman-»Moustique«-Eindecker[1]), der bereits 1919 herausgebracht worden ist, war seines 20 pferdigen A.B.C.-Motors beraubt worden; zum Lastigkeitsausgleich ist der Sitz in die Rumpfspitze dicht vor den Flügel verlegt. Der verspannte rechteckige Flügel ist von 12 auf 15 m² Tragfläche vergrößert, ebenso die Ruder. Das Fahrgestell mit seinen beiden Rädern und der kantige Sperrholzrumpf sind beibehalten. Der einfache Aufbau gestattet ein so geringes Gewicht, daß das an sich nicht besonders günstige Flugzeug in der Hand eines Führers wie Bossoutrot bei dem Wettbewerb an erster Stelle abschneiden konnte. Der Flügel wiegt 1,4 kg/m²; das Rumpfgewicht beträgt nur 20 kg. Bei einer gleichbleibenden Flügeltiefe zeigt der Eindecker ein Seitenverhältnis von 1 : 6,7. Besonders gut gelangen Bossoutrot mit dem Eindecker Kreisflüge; nach Schluß des Wettbewerbes konnte er bei einem Abflug von Puy-de-Dôme 5,28 km in 6 min 58 s zurücklegen.

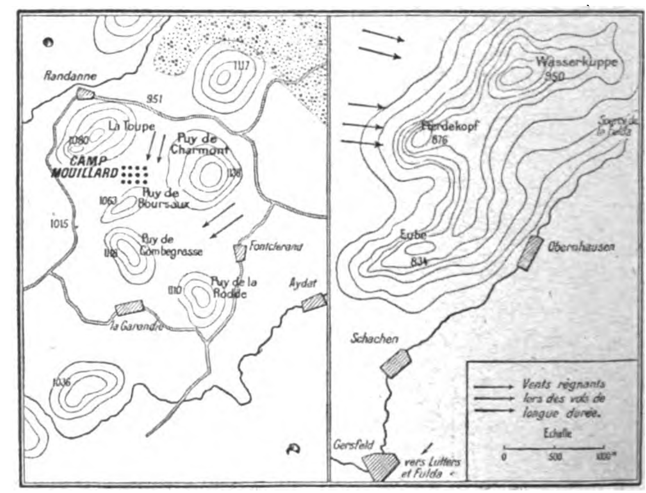


Abb. 1. Geländevergleich.

Auch der Farman-Segeldoppeldecker (Abb. 4) ist lediglich ein umgebautes Motorflugzeug, und zwar handelt es sich hier um die gleiche Bauart, mit der Bossoutrot im vergangenen Jahre als Sieger aus dem Wettbewerb der größten Geschwindigkeitsspanne hervorgehen konnte[2]). Im Segelflugwettbewerb wurde der Doppeldecker von Bossoutrot und Paulhan geflogen.

Der Potez-Segeldoppeldecker, der es unter Führung von Douchy zu zahlreichen anerkennenswerten Flügen brachte, ist aus dem Potez VIII P[3]) hervorgegangen. Es ist ein normaler einstieliger Doppeldecker mit einem vierkantigen Sperrholzrumpf der gleichen Ausführung, wie sie beispielsweise die Rümpfe vom Alb B I und Alb C I aufweisen. Der Platz des Führers ist in der abgerundeten Rumpfspitze angeordnet. Die V-Stellung der Flügel ist noch besonders betont. Die leichte Staffelung des Oberflügels nach vorn ist zur Regelung der Lastigkeit verstellbar. Das Fahrgestell zeigt eine feste Achse mit zwei Rädern; der Schwanzsporn ist gefedert.

Die Flugzeuge des französischen Wettbewerbes waren meist mit Rädern ausgerüstet, während man sich in der Rhön vorwiegend mit Schleifkufen begnügt hat; man darf vermuten, daß hier lediglich das Gelände diesen Unterschied bedingt hat.

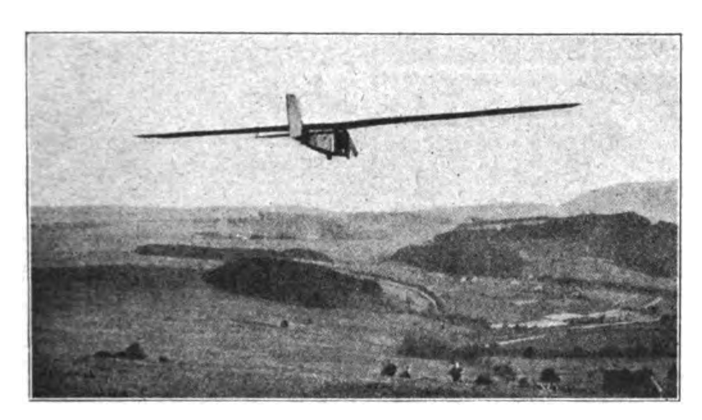
Der Potez-Doppeldecker hat nach Schluß des Wettbewerbes 24. August beim ersten Start vom Puy-de-Dôme

[1]) Die beste Leistung hat der Levasseur-Abrial-Eindecker bei einem nicht gewerteten Fluge mit 0,33 m/s Sinkgeschwindigkeit aufgewiesen.

[1]) Vgl. Flugarchiv 2212.
[2]) Vgl. ZFM 1920, S. 197; NfL 21/16. 49.
[3]) Vgl. ZFM 1920, S. 149; NfL 20/04. 02 und 21/11. 47.

einen Flug von 9 min bis nach Royat ermöglicht; bei einem zweiten Fluge am gleichen Tage legte Douchy eine gerade Strecke von 5,85 km in 5 min 50 s mit nicht weniger als 800 m Höhenunterschied zurück. Selbst für einen reinen Gleitflug könnte der damit erreichte Gleitwinkel von 1/7,3 nach deutschen Begriffen schwerlich eine überragende Leistung darstellen; von einem Segelflug, d. h. einem Fluge unter Ausnutzung der Windenergie, kann aber hier wohl überhaupt nicht die Rede sein. Die Flächenbelastung des rd. 190 kg schweren Doppeldeckers beträgt rd. 9 kg/m², kommt also den bei uns üblichen Werten recht nahe. Der Rumpf wiegt mit Leitwerk und Fahrgestell 60 kg, die Flügel mit Stielen usw. 50 kg, d. h. rd. 2,4 kg/m² Flügeleinheitsgewicht.

Louis Clément hatte für den Segelflugwettbewerb einen Dreidecker gemeldet, der schon seit längerer Zeit infolge seines originellen Aufbaues in Fachkreisen bekannt ist[1]). Dieses Metallflugzeug erschien bereits Ende 1919 auf der Pariser Luftfahrtausstellung und war damals noch mit einem 30pferdigen Dreizylinder-Anzani-Motor und einer Zugschraube ausgerüstet. Im vergangenen Jahre war es auf der Pariser Luftfahrtausstellung in gleicher Ausführung aber ohne Motor und Schraube als »Segelflugzeug« zu schauen. Von Flugleistungen oder Flugversuchen mit dem kleinen Dreidecker hatte man in den dazwischen liegenden Jahren nichts erfahren. Mittlerweile ist aber immerhin sein Gewicht von 170 kg auf 75 kg gesunken, und diese »Entfettungskur« mag das meiste dazu beigetragen haben, daß der an sich wenig günstig erscheinende Dreidecker unter der Führung von Sardier einige kurze Flüge ausführen konnte, bis er bei einem Sturz so stark beschädigt wurde, daß er bis zur nächsten Ausstellung wohl schwerlich wieder aufgebaut sein kann. Von der Dreideckerbauart versprach man sich den Vorteil hoher Wendigkeit, um Windschwankungen gut ausnutzen zu können. Der Rumpf besteht aus Stahlrohr, ebenso sind die Flügelholme aus Stahl. Die Flügelrippen sind aus Aluminiumrohr gefertigt. An den Enden des festen Unterflügels sind die beiden Laufräder angebracht, in der geteilten Rumpfspitze findet sich ein weiteres Rad. Die beiden Oberflügel sind zur Quersteuerung verwindbar. Die halbstielig ausgeführte Zelle besitzt eine in der Stielebene den Mittelflügel durchkreuzende Verspannung und ein Stirnseil. Der einzelne Flügel hat einen Haupt- und zwei Hilfsholme.



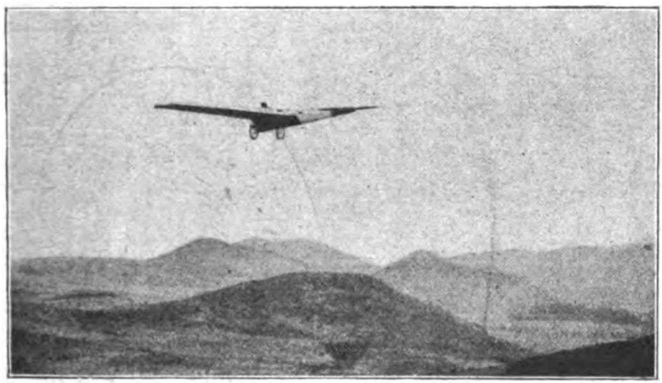


Abb. 2. Oben der deutsche Espenlaub-Eindecker über dem Gelände der Wasserkuppe; unten der Coupet-Eindecker über dem Gelände des Puy-de-Combegrasse.

[1]) Z. B. Flugsport, Bd. 12, Nr. 1, 7. Jan. 1920, S. 3/4.

Einen ähnlichen Metallaufbau zeigt übrigens der im Wettbewerb erfolgreich von Descamps geflogene Bonnet-Clément-Doppeldecker. Das Gewicht konnte hier aber bei 18 m² Tragfläche auf nur 65 kg gebracht werden. Der allgemeine Aufbau des Flugzeuges ließe es nach unseren Begriffen unter die Sitzgleiter für Übungszwecke einreihen und zeigt nichts besonders Bemerkenswertes. Die Höhenflosse ist einstellbar.

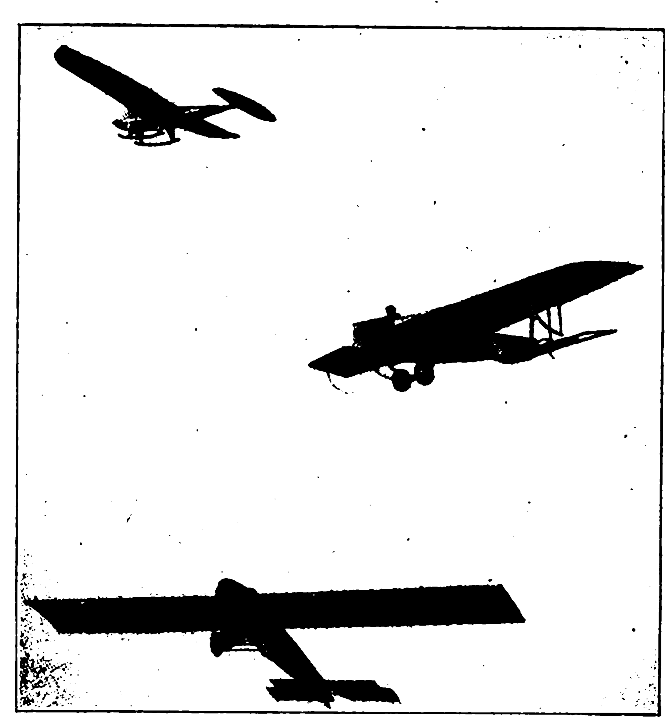


Abb. 3. Oben der Dewoitine-Eindecker, darunter der Levasseur-Abrial-, unten der Farman-»Moustique«-Segeleindecker.

Beachtenswerter ist zweifellos der von der Aeronautical Engineering Society gemeldete Segeleindecker (Abb. 5 und 6), mit dem der Amerikaner Allen gute Leistungen zu vollbringen vermochte. Die genannte Gesellschaft ist eine flugtechnische Vereinigung von Lehrern und Studierenden des bekannten Massachussetts Institute of Technology; das Flugzeug selbst, das Anlehnung an die bei uns im Segelflugzeugbau üblichen Bauverfahren zeigt, wurde von Allen und Koppen unter Mitwirkung von E. P. Warner konstruiert. Es ist ein Eindecker[1]) mit einem freitragenden Flügel von Rechteckform, dessen Mittelteil fest auf dem Rumpf gelagert ist. Die Außenteile sind mit leichten Blechbeschlägen an den Holmen angesetzt. Bei der Konstruktion ist vom Sperrholz weitgehend Gebrauch gemacht. Das Seitenverhältnis der Flügel erscheint mit 1 : 5 für den motorlosen Flug nach unseren Begriffen wenig günstig. Der gewählte Flügelschnitt ist einer Versuchsreihe von Martin entnommen und zeigt eine spitze Vorderkante mit leichtem S-Schlag auf der Unterseite. Die einzelne Rippe wiegt nur 128 g bei einer Bruchfestigkeit von 90 kg unter verteilter Belastung. Die Flügeltiefe beträgt 1,45 m. Die Rippen sind normalerweise aus dünnen Sprucelatten mit eckensteifen Sperrholzspreizen aufgebaut. Die beiden Flügelholme sind Kastenträger und setzen sich aus Sprucegurten mit Sperrholzstegen zusammen; der einzelne Holm wiegt rd. 3,7 kg. Zwischen den Holmen ist eine Innenverspannung vorgesehen. Beim Entwurf ist zwar mit sechsfacher Last gerechnet; die von Allen nach dem Wettbewerb in der Rhön vorgenommenen Versuche scheinen jedoch darauf schließen zu lassen, daß der Flügel nicht genügend verdrehfest gebaut ist. Die bei uns wiederholt betonte Forderung, daß bei freitragenden Flügeln auch bei ausreichender Festigkeit die Verdrehsteifigkeit noch besonders nachgewiesen werden muß und ein Mindestmaß

[1]) Nähere Angaben über diesen Segeleindecker finden sich in einem Aufsatz von Frank M. Gentry in der Zeitschrift »Aviation«, Bd. 13, Nr. 10, 4. Sept. 1922, S. 280/281 sowie in »Aerial Age«.



nicht unterschreiten darf, wie es schon in den BLV 1918 für Heeresflugzeuge klar zum Ausdruck gebracht worden ist, wird offenbar auch hier durch die Erfahrung voll bestätigt. Der Rumpf des Allen-Eindeckers stellt ein vierkantiges Holzgitterwerk ohne Verspannung und Bekleidung dar. Die Stabverbindungen des Gerüstes sind durch aufgelegte Sperrholzecken

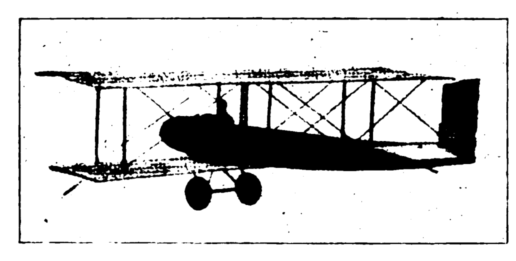


Abb. 4.

Abb. 5.

eckensteif gemacht. Der Führer sitzt ganz im Rumpf unter dem Flügel. Das Leitwerk ist auf den Rumpf gelagert. Der Flügel besitzt zwei Querruder, die wechselseitig und gleichseitig ausgeschlagen werden können. Hierfür ist die Knüppelsteuerung mit einem Differentialgetriebe ausgestattet. Die Zweckmäßigkeit dieser Einrichtung müßte erst noch bewiesen

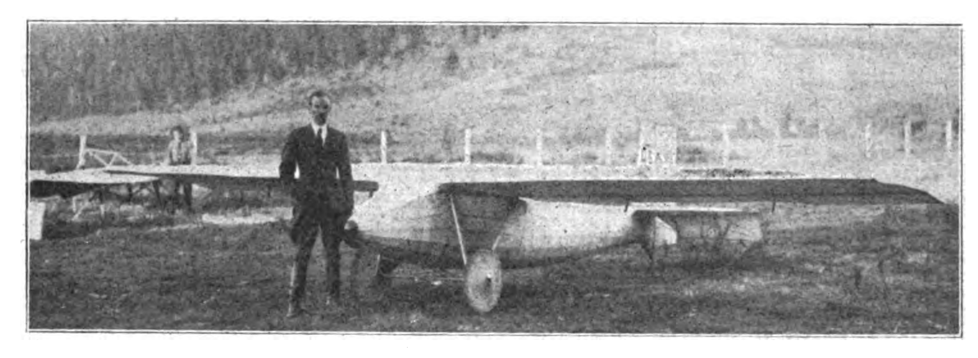


Abb. 6.

werden; vorläufig kann sie uns nur als ein mangelhafter Ersatz der unmittelbaren Flügelsteuerung erscheinen. Das Untergestell des Allen-Eindeckers bestand ursprünglich nur aus zwei kurzen Kufen; wie die beigegebene Abbildung zeigt, ist er in Frankreich aber auch mit zwei Rädern ausgerüstet geflogen worden. Die Geländeverhältnisse sind dort offenbar

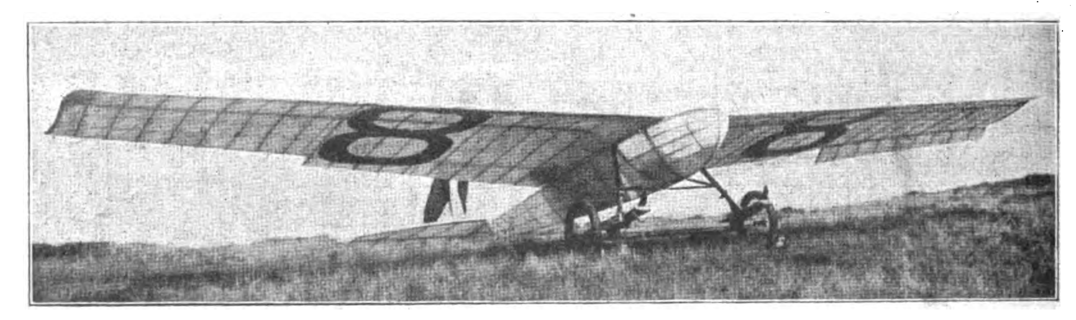


Abb. 7.

doch schlechter als in der Wasserkuppe. Das Baugewicht des Eindeckers erscheint mit 34 kg sehr gering. Bei einem Insassengewicht von 70 kg wäre die Flächenbelastung demnach trotz der sehr kleinen Tragfläche von 11,2 m² nur rd. 12 kg/m², ein Wert, der nur wenig über dem deutschen Durchschnitt liegt. Das Allen-Segelflugzeug ist einer der kleinsten Eindecker des französischen Wettbewerbes. Während des Wettbewerbes wurde von Allen ein ähnlich gebauter Hochdecker (Abb. 6) mit Torpedorumpf, bei dem der Führer seinen Kopf durch einen kreisförmigen Ausschnitt im Flügel steckt, erprobt. Die größte, nicht gewertete Leistung des amerikanischen Eindeckers stellte ein Flug von 12 min 27 s dar.

Der Coupet-Segeleindecker (Abb. 2 und 7, der unter Führung seines Erbauers am Wettbewerb mit Erfolg teilnehmen konnte, besitzt einen freitragenden Flügel mit einem Seitenverhältnis von rd. 1 : 6. Der sehr leicht gehaltene Aufbau zeigt nichts besonders Beachtenswertes. Das Baugewicht beträgt nur 40 kg bei 20 m² Tragfläche. Der vorn leicht gerundete Rumpf geht nach hinten in einen Dreieckquerschnitt über; er hat sich bei den Flügen als nicht ausreichend verdrehfest erwiesen. Der Flügel ist in normaler Weise mit zwei Holmen ausgeführt. Die Querruder sind lang und schmal gehalten. Auch das Schwanzleitwerk zeichnet sich durch reichlich bemessene Ruder aus. Trotzdem hat sich die Steuerung als nicht voll ausreichend gezeigt, was wohl auf ungenügende Starrheit der sehr leicht gehaltenen Bauteile zurückzuführen ist. Unter Zugrundelegen eines Insassengewichtes von rd. 70 kg ergibt sich eine für einen Eindecker außergewöhnlich geringe Flächenbelastung von 5,5 kg/m², ein Wert, der auch bei uns für einen Segeleindecker mit freitragendem Flügel noch nicht bekannt geworden ist. Das Untergestell des Coupet-Eindeckers besteht aus Kufen, unter die für den Transport Räder untergesetzt werden.

Der Dewoitine-Eindecker (Abb. 3 und 8) stellt eines der am besten durchdachten französischen Segelflugzeuge dar. Es ist auch wohl das einzige Flugzeug, das bereits vor dem Wettbewerb versucht wurde. Der Eindecker besitzt einen anpassungsfähigen, elastischen Flügel mit einem ausgesprochenen Segelquerschnitt, der bei einem mittleren Seitenverhältnis von rd. 1 : 10 freitragend ausgebildet ist. Der Führer ist in einem stromlinienförmigen Rumpf in der Gegend der Flügelvorderkante derart untergebracht, daß nur der Kopf herausschaut.



Der Flügel besitzt einen hohen Hauptholm und ist am Rumpf geteilt, wobei die Flügelhälften für den Transport an den Rumpf herangeklappt werden können, ohne sie ganz abnehmen zu müssen. Die Quersteuerung erfolgt durch Verwindung des nach außen verjüngten Flügels. Nur das vordere Drittel des Flügels ist starr ausgeführt; der hintere Teil kann elastisch nach oben und unten ausgebogen werden. Beim Bau ist von Sperrholz reichlich Gebrauch gemacht. Der Rumpf besteht aus ovalen Spanten, die durch leichte Holme miteinander verbunden sind, und ist mit Stoff bezogen. Das Leitwerk zeigt aerodynamisch günstige Formen. Es ist hochgelegt, um beim Landen möglichst geschützt zu sein. Das Untergestell besteht aus zwei kräftig gehaltenen langen Kufen. Ursprünglich war auch ein kleines Fahrgestell mit zwei Rädern vorgesehen. Eigenartig ist die Rumpfspitze, die aus einer recht festen Kugelschale aus Sperrholz gebildet ist; wahrscheinlich soll diese verstärkte Rumpfspitze zum Schutze des Führers bei Stürzen dienen. Leider sind beide Dewoitine-Eindecker, die am Wettbewerb teilnahmen, mit ihrem Leergewicht von rd. 80 kg bei nur 11,5 m^2 Tragfläche offenbar etwas zu schwer ausgefallen. Mit rd. 13 kg/m^2 benötigten sie stärkere Winde, bei denen sie allerdings dann — besonders unter Führung von Barbot — beachtenswerte Leistungen zu vollbringen vermochten, trotzdem sie infolge leichter Beschädigungen zeitweilig ganz außer Gefecht gesetzt waren. Die beste Leistung wurde von Barbot nach Schluß des Bewerbes mit einem Fluge vom Puy-de-Dôme über 8 min 56 s erzielt, wobei er bei einem Höhenunterschied von 600 m eine Strecke von 4,65 km zurücklegte. Am 15. September hat dann Barbot mit einem Fluge von 20 min 31 s von der Hochebene von Super-Baguéres in den Pyrenäen einen französischen Dauerrekord im Segelflug aufgestellt. Zeitungsnachrichten zufolge soll bei diesem Fluge ein Höhenunterschied von nicht weniger als 1200 m erreicht worden sein, was allerdings weniger auf einen Segelflug als auf einen Gleitflug schließen läßt. Jedenfalls aber muß der Dewoitine-Eindecker als einer der besten, wenn nicht als das beste französische Segelflugzeug bezeichnet werden. Auch bei diesem Flugzeug haben deutsche Konstruktionsideen Pate gestanden.

Der Eindecker von Deshayes (Abb. 9) besitzt einen anpassungsfähigen Flügel, der, am Rumpf geteilt, seinen Anstellwinkel unter Zwischenschaltung von Gummizügen elastisch wechselseitig oder gleichzeitig ändern kann. Die Flügelhälften sind seitlich eines festen Bootsrumpfes, der allein 50 kg wiegt, angeordnet und trotz des dicken Flügelschnittes durch Seilverspannungen gehalten. Das mittlere Seitenverhältnis beträgt bei 16 m Spannweite 1 : 11,6; der tiefe Flügelausschnitt am Rumpf dürfte aber den Einfluß dieses günstigen Seitenverhältnisses erheblich beeinträchtigen.



Abb. 9.

Mit Rücksicht auf die Einstellwinkeländerungen, die sich zwischen 0° und 6° bewegen, sind die die Flügelverspannung tragenden Stützen senkrecht beweglich gelagert. Außen am Flügel sind Querruder angeordnet. Das ganze Flugzeug ist eine Holzkonstruktion. Die Flügel sind mit zwei Hohlholmen, die auf 7,5 m Länge nur je 2,30 kg wiegen, ausgeführt. Der Gitterrumpf ist stromlinienförmig verschalt und mit Stoff bespannt. Der Führer sitzt etwa in der Gegend des vorderen Drittels der Flügeltiefe tief im Rumpf; hinter seinem Kopf ist ein Luftabfluß vorgesehen. Die Rumpfspitze ist verstärkt. Das robust anmutende Fahrgestell besteht aus zwei seitlich schräg aus dem Rumpf herausragenden strebenförmig gestalteten Körpern, die an einem kurzen Achsstummel je ein verkleidetes Rad tragen; unter der Rumpfmitte ist noch ein drittes, halb im Rumpf verborgenes Rad mit einer Bremsvorrichtung angeordnet. Das Schwanzleitwerk zeigt normale Formen. Die Flächenbelastung erscheint mit rd. 7,7 kg/m^2 nicht hoch. Der Eindecker ist im Wettbewerb beim ersten Flug wohl infolge unrichtig bemessener Schwerpunktlage zu Bruch gegangen.

Der Eindecker von Levàsseur-Abrial (Abb. 3), dessen Entwurf von Abrial de Péga vom Institut Aéronautique de St. Cyr stammt, erinnert etwas an den vorjährigen Eindecker des Flugtechnischen Vereins Stuttgart, besitzt aber einen

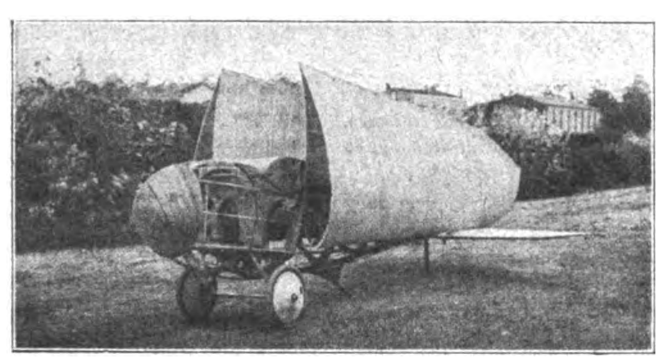


Abb. 8.

freitragenden Flügel, der sich nach außen verjüngt. Windkanalmessungen am Modell dieses Segelflugzeuges ergaben bei 1° Anstellwinkel eine Gleitzahl von 1/15, ließen also brauchbare Segeleigenschaften erhoffen. In der Tat hat auch das Flugzeug mit 0,33 m/s die beste Sinkgeschwindigkeit von allen am Wettbewerb beteiligten Flugzeugen erreicht. Der Flügel besitzt zwei sich verjüngende Sperrholzholme, deren Stege zur Gewichtsersparnis ausgespart sind. Die Festigkeitsrechnung wurde mit fünffacher Last durchgeführt. Der vierkantige Rumpf ist ein verspannungsloses Holzgitterwerk. Das mittlere Seitenverhältnis des Flügels beträgt 1 : 6,3. Die Ruder sind reichlich bemessen und günstig geformt. Als Untergestell dienten anfangs nur zwei Eschenholzkufen; später hat man sich jedoch auch hier zur Anbringung von Rädern entschlossen. Bei einem Leergewicht von 90 kg und einem Fluggewicht von 155 kg besitzt der Eindecker eine Flächenbelastung von nur 7,8 kg/m^2. Infolge Beschädigung nach einem Fehlstart mußte der Eindecker aus dem Wettbewerbe ausscheiden.

Auf die beiden Segeleindecker von de Monge (Abb. 10), die Buscaylet gebaut hatte, waren viele Hoffnungen gesetzt worden. Leider langten die Flugzeuge erst kurz vor dem Schluß des Wettbewerbes an, so daß Cesale nur noch einen Flug damit ausführen konnte, der mit einer Bruchlandung endete. Die Bauart von de Monge ist unzweifelhaft originell, wenn sie uns auch hinsichtlich der Flügelausgestaltung nicht sehr günstig anmutet. Bei Bau dieses Flugzeuges ist weit mehr als bei den anderen ausländischen Segelflugzeugen vom Flügel als dem lebenswichtigsten Element des ganzen Flugzeuges ausgegangen. Gerade die französischen Segelflugzeuge, auf die wir hier eingehen, zeigen, daß nahezu alle Konstrukteure dem Rumpf mehr Beachtung geschenkt haben, als Flügel und Leitwerk. Richtig genommen, muß es natürlich gerade um-

gekehrt sein und das ist ein Kennzeichen des de Monge-Eindeckers, das auf den ersten Blick auffällt. Der Führer ist hier in einem breiten schuhförmigen Sitzboot vor dem eigentlichen Flügel untergebracht; nach hinten geht dieses Sitzboot ganz in den dicken Flügel über. Das Schwanzleitwerk wird durch zwei hohe und schmale, parallel laufende Kastenträger aus Sperrholz gehalten, die vorn gleichzeitig als Kufen ausgebildet sind. Die Vorteile dieser »Doppelrumpfanordnung«, die fast ganz der des alten deutschen Trinks-Eindeckers von 1912 entspricht, gipfeln vornehmlich darin, daß bei geringstem Luftwiderstand und Gewicht das Rumpfgerüst sehr verdrehsteif wird und zudem durch Anbringen eines doppelten Seitenleitwerks die Steuerbarkeit wesentlich gesteigert werden kann, ohne ein einzelnes hohes Seitenleitwerk verwenden zu müssen, das erheblichere Torsionsbeanspruchungen in den Rumpf hereinbringen würde. Der Flügel besitzt zwei hölzerne Kastenholme und elastische Stahlblechrippen, die nach einem besonderen Verfahren von Montagne hergestellt sind. Die Dreiteilung des Tragflügels erforderte hier eine Abstützung des Tragdecks. Die Quersteuerung erfolgt durch Flügelverwindung. Die Flügelenden sind besonders elastisch gehalten; ihre Nachgiebigkeit kann durch Einschalten von Federn geregelt werden. Eine Höhenflosse ist nicht vorgesehen. Auffällig ist das sehr hohe Seitenverhältnis von 1 : 4,85, das u. E. günstige Segeleigenschaften schwerlich erwarten läßt. Zur Steuerung dient eine normale Knüppelsteuerung. Bei einer Tragfläche von 25 m² erscheint das Leergewicht von 85 kg recht gering; die Flächenbelastung beträgt nur 6,2 kg/m².

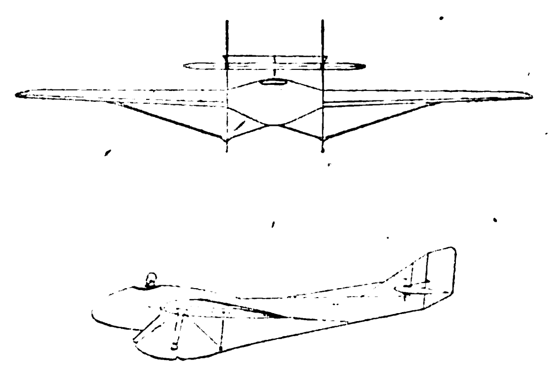


Abb. 10.

Der Doppeldecker von Denhant, den Bellanger erbaut hatte und mit dem Fétu tödlich verunglückte, ist ein normaler verspannter und verstrebter Doppeldecker mit einem runden Bootsrumpf und sehr klein gehaltenem Unterflügel. Für den Start sollte eine besondere Schleudereinrichtung Verwendung finden. Der Bau des als Zweisitzer gedachten Flugzeuges ist sehr sauber in Sperrholz durchgeführt, bietet aber keine neuen Gedanken, vielleicht abgesehen davon, daß es den ersten französischen Segelflug-Zweisitzer darstellt. Die Flächenbelastung von 8,5 kg/m² als Einsitzer kann als normal bezeichnet werden.

Keinerlei Erfolge waren auch dem sehr spät eingetroffenen Tandem-Eindecker von Peyret[1]), der noch von Langleys Zeiten her Anhänger der Tandemflugzeuge ist, beschieden. Interessant ist bei diesem Flugzeug die Höhen- und Quersteuerung mit Hilfe von Rudern, die sich über die ganze Spannweite jedes Flügels erstrecken. Durch Einfügen eines Differentialgetriebes in eine normale Knüppelsteuerung werden hier die Ruder jedes Flügels gleichseitig, aber am Vorderflügel umgekehrt wie am Hinterflügel (Höhensteuerung) oder wechselseitig, aber vorn und hinten gleich verstellt (Quersteuerung).

Zu erwähnen wären weiterhin der Nessler-Gitterrumpf-Doppeldecker, der nach vorn herausragend eine »Antenne« mit einem Geschwindigkeitsmesser besitzt, außerdem ist der Sitz nicht verkleidet, damit der Insasse den Wind besser »spüren« kann — bei starker Kälte etwas für Erfinder sehr Empfehlenswertes! —, der schwanzlose Pfeileindecker von Sablier nach dem Dunne-Prinzip mit einer, dem diesjährigen Eindecker der Akademischen Fliegergruppe an der Technischen Hochschule Berlin sehr ähnlichen Hebelsteuerung, ein gleicher Eindecker von Montagne, der aber zum Wettbewerb nicht mehr ganz fertig wurde, eine Stahlblechkonstruktion; ferner den Verrimst-Maneyol-Eindecker mit zwei getrennten, für sich um geneigte Achsen ausschwingbaren Flügelhälften zur Schwerpunktssteuerung, der beim ersten Fluge kümmerlich zu Bruch ging, der Gilbert-Eindecker, der ähnliche Gedanken verkörperte, die »Aviette« von Massy, bei der die Luftschraube mit einer Art Fahrradantrieb bewegt werden sollte und mancherlei andere kuriose »Eintagsfliegen« mehr, wie sie eben nur dem Hirn phantastisch begabter, aber technisch ungebildeter Erfinder zu entspringen vermögen! —

Zusammenfassend kann gesagt werden, daß der diesjährige französische Segelflugwettbewerb im Vergleich zum diesjährigen Rhön-Wettbewerb weder wesentliche sportliche Leistungen noch, soweit die Berichte vorliegen, neue technische Ideen hat zutage treten lassen. In Einzelheiten ist allerdings mancherlei geschaffen worden, was auch bei uns Beachtung verdient.

Bedenken wir aber, daß bis vor kurzem die Franzosen noch Anfänger im Segelflug gewesen sind, und daß allgemeines Interesse für die neue Flugart erst jetzt wirklich geweckt werden muß, so erhellt, daß wir den technischen Fortschritt unserer westlichen Nachbarn immerhin doch großes Interesse entgegenbringen müssen, verfügen sie doch über wirtschaftliche Mittel, die jeden Fortschritt zu erleichtern und beschleunigen imstande sind und die in Deutschland nicht zur Verfügung stehen.

[1]) Zeitungsnachrichten zufolge hat Maneyrol mit diesem Tandem-Eindecker den von Hentzen in der Rhön aufgestellten Dauer-Weltrekord bei einem Fluge in England kürzlich überboten. Wir werden darauf noch später zurückkommen.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Die nächsten **Sprechabende der WGL** finden an folgenden Tagen statt:

10. November. Thema: Konstruktion eines modernen Verkehrsflugzeuges.

Vortragender: Ing. Wenke.

15. Dezember. Thema: Aerodynamische Versuche an Luftschiffen und Typ eines neuen Verkehrsluftschiffes.

Vortragender: Dip.-Ing. Naatz.

Der Geschäftsführer:
Krupp.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt



Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G. m. b. H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen
Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

21. Heft | **München, 15. November 1922** | **13. Jahrgang**

INHALT:

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel bis auf weiteres zum Preise von M. 150.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien (Fr. 25.—), England (sh. 12.—), Dänemark (Kr. 10.—), Frankreich (Fr. 25.—), Japan (Yen 3.—), Italien (Lire 35.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 7.—), Norwegen (Kr. 11.—), Schweden (Kr. 10.—), Spanien (Pes. 15.—), Schweiz (Fr. 14.—), V. St. A. (Doll. 3.—), Tschechoslovakische Republik (Kr. 46.—).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 10.— für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf M. 7.— für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand**, die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München.

Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.





Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

21. Heft | 15. November 1922 | 13. Jahrgang

Ein amerikanischer Beitrag zur Lösung der Fahrgestellfrage.

Einen interessanten Beitrag zur Lösung der gegenwärtig viel behandelten Fahrgestellfrage liefert der amerikanische Flugzeugkonstrukteur und Flieger Lawrence B. Sperry. Der besondere Wert der von Sperry versuchten Lösung ist darin zu erblicken, daß die Anordnung bereits im Flugbetriebe versucht worden ist und sich bei den stattgehabten Vorführungen brauchbar gezeigt hat.

Der Grundgedanke der neuartigen Anordnung besteht darin, daß das zum Start benötigte Fahrgestell im Fluge abgeworfen wird und das Flugzeug auf einem dicht unter dem Rumpf angebauten Kufengestell gelandet wird. Als ganz neuartig darf dieser Gedanke zwar nicht angesprochen werden: die alten Wright-Doppeldecker aus den Jahren 1908 bis etwa 1911 wiesen ja etwas ganz Ähnliches auf, nur daß die zur Verminderung der Reibung angeordneten Radgestelle nicht im Fluge abgeworfen wurden, sondern gleich auf der Erde blieben, wenn das Flugzeug sich von der Startschiene erhob. Die schwimmfähigen Landflugzeuge, die zuerst — wie auch das Lichtbild zeigt — dafür doch ein wenig zu dicht über dem Boden (Abb. 1).

Die Versuchsausführung des Sperry-Fahrwerkes ist an einem »Messenger«-Doppeldecker, einer Konstruktion der amerikanischen Heeres-Versuchsanstalt für Luftfahrt, die Sperry für die amerikanische Fliegertruppe in Lizenz baut, zur Ausführung gebracht und erprobt worden. Das betreffende Flugzeug ist ein kleiner einsitziger Militärdoppeldecker mit einem luftgekühlten Dreizylinder-Sternmotor von 60 PS.

Über die Einzelheiten der Vorrichtung zur Freigabe des normal ausgeführten Fahrgestelles liegen bislang keine näheren Beschreibungen vor; es ist nur bekannt, daß durch einen an der rechten Rumpfseite angebrachten Hebel und eine Exzenterscheibe gleichzeitig die vier Fahrgestellstreben aus ihren Beschlägen gelöst werden. Unter dem Rumpf ist ein kleiner tropfenförmig gestalteter Behälter mit einem kleinen Fallschirm, der rd. 2,3 kg wiegt, befestigt. Die Fallschirmleine ist an den Spitzen der vier Fahrgestellstreben angebracht. Durch den kleinen Fallschirm wird bezweckt, daß das Fahrgestell beim Abwerfen unbeschädigt bleibt und mit den Reifen zuerst auf den Erdboden auftrifft. Tatsächlich konnte auch zu allen Versuchen das gleiche Fahrgestell verwendet

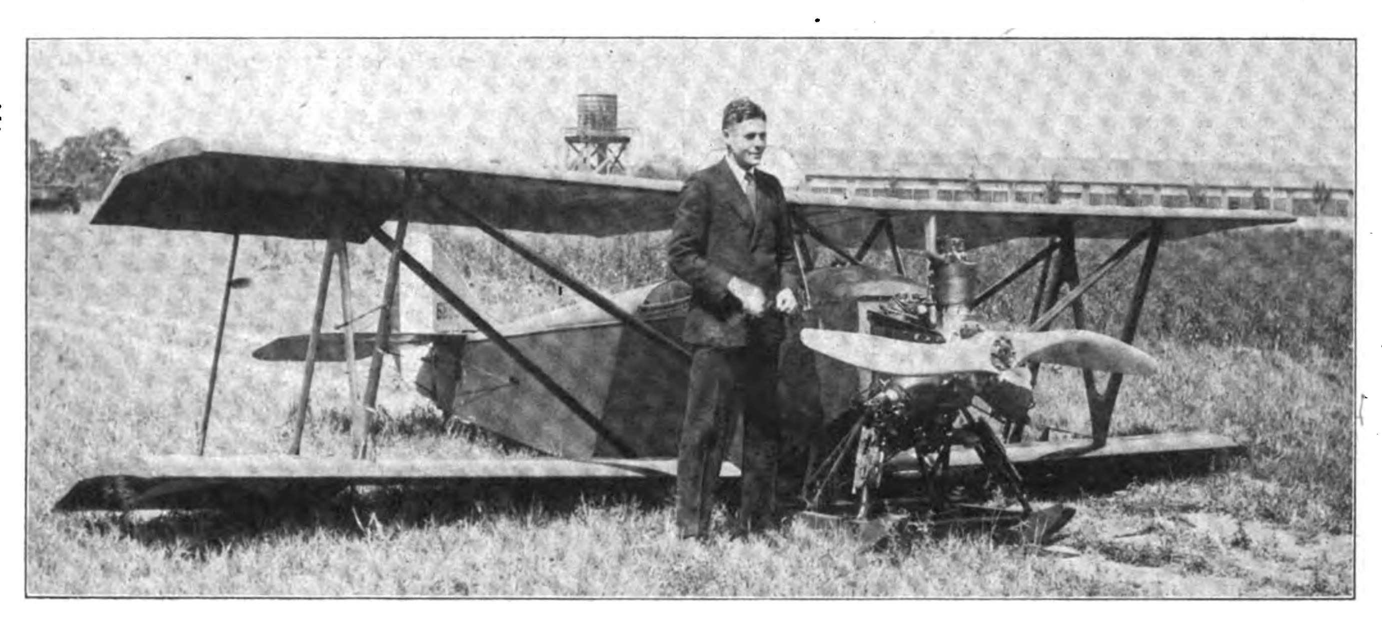


Abb. 1. Sperry-»Messenger«-Doppeldecker mit abwerfbarem Fahrgestell nach der Landung.

An unsere Leser!

Der Vierteljahresbezugspreis der Zeitschrift mußte, um den Vorschriften des Postzeitungsamtes zu entsprechen, für das laufende Vierteljahr schon Ende August festgesetzt werden.

Seit dem genannten Termin hat sich der Preis für ein Kilo Zeitschriftenpapier von M. 37.50 auf M. 180.—, also angenähert auf das 5fache erhöht. Der Druck- und Bindereipreis erhöhte sich angenähert um das 4½fache, die Preise für Bildstöcke sind auf das 4½fache gestiegen. Eine Erhöhung der Geschäftsunkosten, die durch die Verteuerung aller Materialien, die Erhöhung der Angestelltengehälter, der Portosätze usw. bedingt war, bietet gleichfalls eine außerordentlich empfindliche Belastung des Zeitschriftenverlages.

Unter diesen Umständen läßt sich eine nochmalige Erhöhung des Bezugspreises der Zeitschrift für das laufende Vierteljahr nicht vermeiden. Eine Erhöhung um M. 80.—, also um 115 v. H. erscheint geringfügig gegenüber der im graphischen Gewerbe eingetretenen neuerlichen Verteuerung. Ob es möglich sein wird, auch weiterhin auf eine Abwälzung des vollen Mehraufwandes für die Zeitschrift auf die Bezieher zu verzichten, wird sich in der nächsten Zeit zeigen. Wir bitten unsere Bezieher, den unter den derzeitigen Verhältnissen geringfügigen Preisaufschlag zu bewilligen. Sollte Bezahlung des Restbetrages der Bezugsgebühren bis zum 1. Dezember nicht erfolgen, so müßten wir die weitere Zustellung der Zeitschrift einstellen.

Von den Beziehern der Zeitschrift, die die Bezugsgebühren für das laufende Vierteljahr bereits in Auslandswährung entrichtet haben, hat eine Nachbezahlung nicht zu erfolgen.

R. OLDENBOURG.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel bis auf weiteres zum Preise von M. 150.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien (Fr. 25.—), England (sh. 12.—), Dänemark (Kr. 10.—), Frankreich (Fr. 25.—), Japan (Yen 3.—), Italien (Lire 35.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 7.—), Norwegen (Kr. 11.—), Schweden (Kr. 10.—), Spanien (Pes. 15.—), Schweiz (Fr. 14.—), V. St. A. (Doll. 3.—), Tschechoslovakische Republik (Kr. 46.—).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 10.— für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf M. 7.— für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand,** die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München.
Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

21. Heft 15. November 1922 13. Jahrgang

Ein amerikanischer Beitrag zur Lösung der Fahrgestellfrage.

Einen interessanten Beitrag zur Lösung der gegenwärtig viel behandelten Fahrgestellfrage liefert der amerikanische Flugzeugkonstrukteur und Flieger Lawrence B. Sperry. Der besondere Wert der von Sperry versuchten Lösung ist darin zu erblicken, daß die Anordnung bereits im Flugbetriebe versucht worden ist und sich bei den stattgehabten Vorführungen brauchbar gezeigt hat.

Der Grundgedanke der neuartigen Anordnung besteht darin, daß das zum Start benötigte Fahrgestell im Fluge abgeworfen wird und das Flugzeug auf einem dicht unter dem Rumpf angebauten Kufengestell gelandet wird. Als ganz neuartig darf dieser Gedanke zwar nicht angesprochen werden: die alten Wright-Doppeldecker aus den Jahren 1908 bis etwa 1911 wiesen ja etwas ganz Ähnliches auf, nur daß die zur Verminderung der Reibung angeordneten Radgestelle nicht im Fluge abgeworfen wurden, sondern gleich auf der Erde blieben, wenn das Flugzeug sich von der Startschiene erhob. Die schwimmfähigen Landflugzeuge, die zuerst in der englischen Marine während des Krieges auftauchten (Sopwith-»Camel«-Marineflugzeug) verkörpern in ihren Untergestellen überdies die gleiche Idee; allerdings werden dabei nur die Räder abgeworfen, während das Fahrgestell als ganzes am Rumpf verbleibt.

Als Vorteile seiner Anordnung führt der Erfinder an, daß durch das fehlende Fahrgestell einmal die Flugleistungen verbessert werden und bei dem Landen auf dem niedrigen Kufengestell die Landesicherheit, insbesondere bei Notlandungen auf schlechtem Gelände erhöht wird. Es steht außer Zweifel, daß der erste Gesichtspunkt — absolut genommen — voll zutrifft; ob aber dies bei der Sperryschen Anordnung mit dem angebauten Kufengestell, das ganz im Schraubenstrahl liegt, gegenüber einer Ausführung mit normalem Fahrgestell auch noch in Rechnung gezogen werden darf, muß u. E. als recht fraglich bezeichnet werden. Allerdings schaut das Kufengestell noch arg behelfsmäßig aus; es könnte fraglos mit geringerem Widerstande ausgeführt werden.

Die Verbesserung der Landessicherheit ist einleuchtend. Der Auslauf ist natürlich kürzer und die Neigung zum Überschlag geringer. Hinsichtlich der leichter zu bewältigenden Bodenhindernisse vermögen wir allerdings nicht den Optimismus des Erfinders zu teilen: die Flügel liegen hier nämlich — wie auch das Lichtbild zeigt — dafür doch ein wenig zu dicht über dem Boden (Abb. 1).

Die Versuchsausführung des Sperry-Fahrwerkes ist an einem »Messenger«-Doppeldecker, einer Konstruktion der amerikanischen Heeres-Versuchsanstalt für Luftfahrt, die Sperry für die amerikanische Fliegertruppe in Lizenz baut, zur Ausführung gebracht und erprobt worden. Das betreffende Flugzeug ist ein kleiner einsitziger Militärdoppeldecker mit einem luftgekühlten Dreizylinder-Sternmotor von 60 PS.

Über die Einzelheiten der Vorrichtung zur Freigabe des normal ausgeführten Fahrgestelles liegen bislang keine näheren Beschreibungen vor; es ist nur bekannt, daß durch einen an der rechten Rumpfseite angebrachten Hebel und eine Exzenterscheibe gleichzeitig die vier Fahrgestellstreben aus ihren Beschlägen gelöst werden. Unter dem Rumpf ist ein kleiner tropfenförmig gestalteter Behälter mit einem kleinen Fallschirm, der rd. 2,3 kg wiegt, befestigt. Die Fallschirmleine ist an den Spitzen der vier Fahrgestellstreben angebracht. Durch den kleinen Fallschirm wird bezweckt, daß das Fahrgestell beim Abwerfen unbeschädigt bleibt und mit den Reifen zuerst auf den Erdboden auftrifft. Tatsächlich konnte auch zu allen Versuchen das gleiche Fahrgestell verwendet werden. Das Kufengestell ist doppelt gefedert; die Kufen selbst sind drehbar angelenkt.

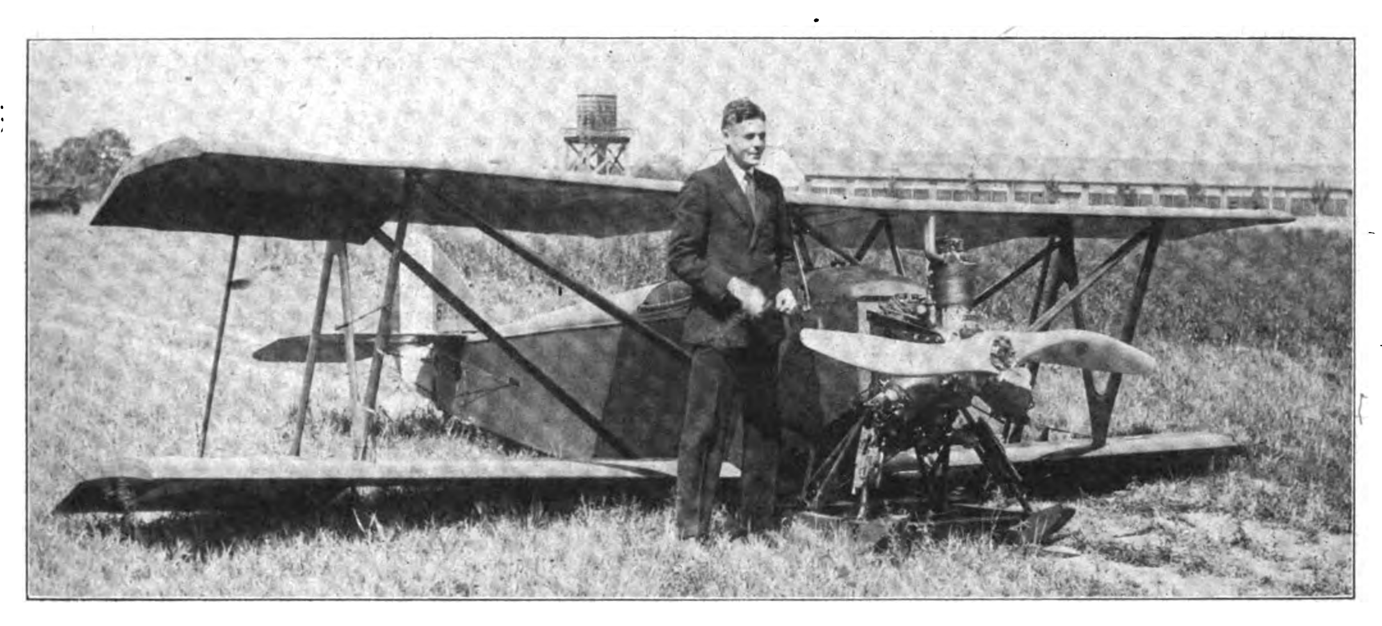


Abb. 1. Sperry-»Messenger«-Doppeldecker mit abwerfbarem Fahrgestell nach der Landung.

Bei dem sehr niedrigen Landegestell ist es naturgemäß unbedingt erforderlich, beim Landen die Luftschraube wagerecht festzulegen. Man ist dadurch gezwungen, stets mit stehendem Motor zu landen, eine Flugpraxis, die bei uns gemeinhin nicht üblich ist[1]), und die uns nicht gerade als ein Vorteil erscheint.

Weiterhin bedingt diese Forderung eine Einrichtung zum Festlegen der Luftschraube in wagrechter Lage. Beim Sperry-Versuchsflugzeug ist dem dadurch Rechnung getragen, daß die Verdichtung in zwei Zylindern durch Offenhalten des Auspuffventils aufgehoben wird, im dritten Zylinder aber in normaler Weise bestehen bleibt; die Luftschraube bleibt dann in wagrechter Lage stehen.

Das Fahrwerk von Sperry muß als interessanter Versuch zur Lösung des Fahrgestellproblems der Zivilflugzeuge bezeichnet werden. Als eine endgültige Lösung dieser Frage, mit der sich gegenwärtig auch bedeutendere deutsche Flugzeugfirmen befassen, kann es aber nicht angesprochen werden.

[1]) In Österreich z. B. wurde allerdings fast ausnahmslos mit abgestellter Zündung gelandet. U. W. ist das auf dahingehende Schulung der österreichischen Militärflieger zurückzuführen.

Der Umstand, daß das verwendete Flugzeug nicht — wie man auf den ersten Blick annehmen sollte — Sportzwecken dient, sondern ein in der Fliegertruppe der Vereinigten Staaten verwendetes, schwachmotoriges Militärflugzeug darstellt, läßt aber noch eine andere Vermutung über den Zweck der Sperryschen Anordnung zu.

Der Sperry-»Messenger«-Doppeldecker sollte ursprünglich nur als Botenflugzeug zum Ersatz von Meldekrafträdern über größere Entfernungen dienen. Demgemäß ist er auch unbewaffnet. Neuerdings ist nun in der U. S.-Fliegertruppe der Vorschlag gemacht worden, derartige Kleinflugzeuge mit Maschinengewehren auszustatten und an der eigentlichen Kampffront zur Schaffung von Maschinengewehr-Stützpunkten beim Angriff im neuzeitlichen Stellungskrieg zu verwenden.

Die Bedeutung von Maschinengewehr-Stützpunkten im Stellungskrieg ist bekannt; eine Erörterung darüber kann füglich unterbleiben.

Dem amerikanischen Vorschlage nach, der u. W. auch in französischen Fachkreisen viel erörtert worden ist, sollten die Kleinflugzeuge beim Sturm eingesetzt werden, zusammen mit den stürmenden Truppen vorgehen und mit Erreichen der gewonnenen Stellung in dieser landen, wobei natürlich mit hoher Wahrscheinlichkeit mit dem Unbrauchbarwerden des Flugzeuges gerechnet werden muß. Bleiben aber — und das ist technisch erreichbar — Insasse und Bewaffnung unverletzt, so ist damit ein ausbaufähiger Maschinengewehr-Stützpunkt geschaffen, wobei dann die beim Vorgehen von Erd-M.-G.-Formationen unvermeidlichen hohen Menschenverluste durch Materialverluste ersetzt sind.

Betrachtet man die Anordnung von Sperry unter diesem Gesichtspunkt, so wird man sie als richtig und wertvoll anerkennen müssen. Weyl.

Segelflugpreis des ‚Berliner Tageblatts'.

Ausgeschrieben von der Automobil- und Flugtechnischen Gesellschaft in Verbindung mit dem Aeroklub von Deutschland.

1. Name des Preises: Segelflugpreis des »Berliner Tageblatts«.

2. Preishöhe: Ein ungeteilter Preis von M. 100000.

3. Dauer der Wettbewerbzeit vom Tage der Ausschreibung bis 1. September 1923.

4. Ort: Jedes Gelände in Deutschland.

5. Zugelassen:
a) jeder deutsche Reichsangehörige; b) jedes in Deutschland von Deutschen aus deutschem Material hergestellte motorlose Flugzeug,

6. Nennung und Nenngeld nicht erforderlich.

7. Bedingungen: Der Preis wird demjenigen zugesprochen, der den längsten ununterbrochenen Flug innerhalb der unter 3. genannten Frist ausführt. Als Länge des Flugs gilt die Länge der Luftlinie zwischen Start- und Landungsplatz. Als »Verlassen des Bodens« gilt derjenige Punkt, an dem der Apparat selbst die Berührung mit der Erde oder dem Wasser verliert, was nicht hindert, daß eine Fesselverbindung zum Zwecke des Starts mit der Erde noch besteht. In diesem Fall darf sich der Punkt, in welchem das Flugzeug gefesselt ist (Automobil, Pferd, Startmannschaft), höchstens 300 m vom Platz bewegen. Andernfalls gilt derjenige Erdpunkt als Startpunkt, auf dem sich bei Unterbrechung der Verbindung der vorgeschrittenste Teil des Startmittels befand. Der Weg wird gemessen, indem er auf der vom Preisgericht gewählten Karte abgegriffen wird.

8. Beurkundungen: Der Beweis der vollbrachten Leistung ist zu erbringen durch:

a) eidesstattliche Versicherungen zweier Sportzeugen, die schriftlicher vorheriger Anerkennung seitens der Automobil- und Flugtechnischen Gesellschaft und des Aeroklubs von Deutschland bedürfen. Über die den Sportzeugen aufzuerlegenden Bedingungen und Instruktionen Vereinbarung mit der Geschäftsstelle schriftlich. Diese beiden Zeugen haben zu bescheinigen: Ort des Aufstiegs, Zeit des Aufstiegs, genaue Bezeichnung des Apparates, des bzw. der Insassen, die Brauchbarkeit des mitzuführenden Barographen, der von den Sportzeugen so zu versiegeln ist, daß er unzugänglich ist. Dem Berichte der beiden Sportzeugen sind zwei Photographien des Apparates von verschiedenen Seiten mit Identitätsbescheinigung seitens der Sportzeugen beizufügen, desgleichen ein Kartenausschnitt aus der Karte 1:25000 mit genauer Bezeichnung des Startpunktes und Andeutung der Fernflugrichtung.

b) eidesstattliche Versicherungen von Landungszeugen, als welche fungieren können: 1. zwei Personen, wie vorstehend in a) genannt; 2. durch eidesstattliche Versicherungen von vier Personen, welche die Landung gesehen und sich am Landungspunkte eingefunden haben. Diese Personen müssen im Besitze der bürgerlichen Ehrenrechte, gerichtlich unbestraft und mündig sein sowie von ihrer zuständigen Polizeibehörde als durchaus glaubwürdig ausdrücklich anerkannt werden. Sie dürfen mit dem Führer und dem Besitzer des Apparates nicht verwandt oder verschwägert, bei ihm angestellt sein oder zu einer in Frage kommenden Firma gehören. Diese Personen müssen im besonderen bescheinigen, daß sie die Landung, d. h. die Bodenberührung persönlich gesehen haben, daß sie sich persönlich davon überzeugt haben, daß der Barograph noch so plombiert oder versiegelt war, daß er dem Führer unzugänglich blieb, daß das Uhrwerk des Barographen bei der Landung noch im Gange war, daß sie auf der Uhr des Führers des Apparates baldmöglichst nach der Landung die Zeit festgestellt haben, wobei der Unterschied zwischen der wahren Landungszeit und der abgelesenen Zeit schätzungsweise anzugeben ist, und daß der auf einer Karte 1: 25000 eingezeichnete Landungspunkt richtig ist.

c) Durch Einsendung des noch versiegelten, also ungeöffnet gewesenen Barographen, dessen Feder so abzustellen ist, daß ein weiteres Schreiben unbedingt verhindert ist, oder durch Einsenden des Barographenstreifen, auf welchem eine Polizei-, Orts- oder Militärbehörde unter Beidruck eines Stempels bescheinigt, daß dieser Streifen, auf dem die Startzeugen Datum und ihre Namen vermerkt haben, aus dem versiegelten oder plombierten Barographen in Gegenwart des betreffenden Beamten entnommen und alsbald abgestempelt worden ist.

d) Apparatebeschreibungen und Bericht durch den Eigentümer, Besitzer, Erbauer oder Führer des Apparates. Der Konstrukteur des Apparates ist namhaft zu machen.

Den vorstehenden Urkunden ist eine Erklärung des Eigentümers des Apparates mit genauer Angabe seiner Adresse beizufügen, daß er sich auf Grund der beurkundeten Fahrt um den Segelflugpreis des »Berliner Tageblatts« bewirbt. Die vorher erwähnten Urkunden müssen innerhalb von zehn Tagen nach jedem eventuell zu wertenden Fluge an die Geschäftsstelle des Organisationsausschusses eingesandt werden. Die Automobil- und Flugtechnische Gesellschaft stiftet eine Ehrenplakette dem Konstrukteur des siegreichen Apparates.

Der Wettbewerb wird geleitet durch einen Organisationsausschuß, bestehend aus:

1. dem Vertreter des »Berliner Tageblatts«, Herrn Redakteur Arno Arndt,
2. dem Vorsitzenden der Automobil- und Flugtechnischen Gesellschaft, Herrn Major a. D., Professor Dr. August v. Parseval,
3. Herrn Ingenieur E. L. Hurtig,
4. Herrn Dr.-Ing. E. Rumpler,
5. dem Vertreter des Aeroklubs, Herrn Major a. D. v. Tschudi,
6. Herrn Konsul Kotzenberg (Frankfurt a. M.),
7. Herrn Ingenieur Oskar Ursinus (Frankfurt a. M.).

Der Organisationsausschuß trifft alle zur Durchführung des Wettbewerbs nötigen Anordnungen und entscheidet in Zweifelsfällen endgültig. Er trifft seine Entscheidungen mit Stimmenmehrheit.

Der Organisationsausschuß wirkt als Preisgericht. Im Falle die beigebrachten Urkunden den obenstehenden Bestimmungen nicht entsprechen, entscheidet er über ihre Glaubwürdigkeit in freier Beweiswürdigung. Bei Ausfall eines seiner Mitglieder ist das Preisgericht befugt, sich durch Kooptation zu ergänzen.

Die Geschäftsstelle des Organisationsausschusses befindet sich bei der Automobil- und Flugtechnischen Gesellschaft. Bekanntmachungen erfolgen im »Berliner Tageblatt« und in den Zeitschriften »Der Motorwagen« und »Der Luftweg«.

9. Gegen die Entscheidung des Preisgerichts gibt es eine Berufung, die innerhalb zehn Tagen, nachdem die Entscheidung des Preisgerichts durch eingeschriebenen Brief zur Post gegeben war, der Geschäftsstelle zugegangen sein muß. Der Organisationsausschuß bildet alsdann aus dem Vertreter der »Berliner Tageblatts«, aus zwei Vorstandsmitgliedern der Automobil- und Flugtechnischen Gesellschaft und zweien des Aeroklubs von Deutschland, zu denen der Vorsitzende des ersten Preisgerichts oder ein von letzterem oder dem eigenen Vorsitzenden zu ernennendes Mitglied des ersten Preisgerichts hinzutritt, ein Schiedsgericht, dessen Entscheidung endgültig ist. Der Gerichtsweg ist betreffend Preiszuerkennung ausgeschlossen. Die Auszahlung des Preises, der auf dem Konto des Herrn Professor v. Parseval auf der Deutschen Bank K. L., Kurfürstendamm 189, hinterlegt ist, erfolgt, wenn innerhalb vierzehn Tagen keine Berufung bei der Geschäftsstelle eingegangen war, alsbald, im Falle einer Berufung nach deren Erledigung umgehend.

10. Der Stifter, die Automobil- und Flugtechnische Gesellschaft und der Aeroklub von Deutschland, lehnen jede Haftung für sich und die Preisrichter gegenüber dem Eigentümer, dem Besitzer, dem Führer des Apparates, den Sportzeugen und anderen Personen ab.

11. Der Schriftverkehr in Sachen des Wettbewerbs hat mit der Automobil- und Flugtechnischen Gesellschaft, zu Händen des Herrn Ingenieurs E. L. Hurtig, Berlin-Wilmersdorf, Jenaer Straße 24, stattzufinden.

Ein Beitrag zur Entwicklungsgeschichte des Hubschraubers.

Von Karl Balaban.

In der ehemaligen österreich-ungarischen Monarchie wurde während des Krieges an dem Problem des Hubschraubers eifrig gearbeitet. Darüber ist bis jetzt in Fachblättern wenig erschienen, außer der kurzen Erwähnung in dieser Zeitschrift vom Jahre 1921, Heft 24.

Verfasser dieses war es gegönnt, an dem Problem mitzuarbeiten und es sollen im nachstehenden die Entwicklungsgeschichte und die Vorarbeiten, sowie eine Reihe von Propelleruntersuchungen für die besonderen Zwecke des Hubschraubers behandelt werden, über die noch nirgends berichtet wurde, obwohl das ganze Problem mit der Lösung dieser Frage ursprünglich und wohl auch heute steht und fällt.

Im Jahre 1916 bauten die Österr. Daimler-Motoren A.-G. in Wiener-Neustadt einen schnellaufenden Elektromotor für den Einbau in Großflugzeuge. Es sollte mit einem entsprechend starken Benzinmotor eine Dynamo und von dieser die einzelnen Luftschrauben mit je einem Elektromotor unmittelbar gekuppelt werden. Der Motor, der für diese Zwecke besonders entworfen war, sollte mit Gleichstrom von 600 V betrieben werden und bei 300 PS Leistung und 6000 Umdr./min des Motors ein Gewicht von 250 kg (errechnet) samt einem Planetengetriebe haben, das die Umdrehungen auf 1000 herabmindern sollte; er war auf Grund der reichen Erfahrungen der Daimlerwerke im Bau von Flugmotoren unter Verwendung hochwertiger Materialien raffiniertest durchkonstruiert, und es zeigte sich später, daß die Hoffnungen auch tatsächlich erfüllt wurden. Nur das Getriebe wurde bei 300 PS Dauerleistung heiß, so daß sie auf 250 PS herabgesetzt werden mußte.

Im Jahre 1916 trat nun Major v. Petroczy, der damals dienstlich der Wiener-Neustädter Fliegeroffiziersschule zugeteilt war, an die Österr. Flugzeugfabrik A.-G. (»Öffag«) in Wiener-Neustadt heran, damit diese die Durchführung einer Idee gemeinschaftlich mit den Daimlerwerken übernehme. Diese Idee, welche teilweise am Kaffeehaustisch entstand, galt damals als neu, war aber in Wirklichkeit, wie übrigens auch mir erst viel später bekannt wurde, schon sehr alt. Major v. Petroczy wollte nämlich den Fesselballon durch einen gefesselten Schraubenflieger ersetzen. Über die Geschichte des letzteren hat ja Herr Zurovec in dem Aufsatz »Bestrebungen zur Lösung der Aufgabe des senkrechten Aufstieges usw.« (Heft 24, S. 354) das wichtigste aus Nimführs »Leitfaden der Luftschiffahrt- und Flugtechnik«, II. Aufl. S. 214ff., mit kleinen Kürzungen zitiert, so daß im folgenden nur die eigentlichen Arbeiten an dem erwähnten Projekt zu schildern sind. Es soll aber hier alles, auch die Mißerfolge u. dgl. angeführt werden, in der Erkenntnis, daß solche meist lehrreicher und jedenfalls instruktiver sind als die bloße Aufzählung des Erreichten.

Den erwähnten Elektromotor wollte Major v. Petroczy für den Schraubenflieger so verwenden, daß er als Antriebsmotor eingebaut werden und durch das Fesselseil seinen Strom zugeführt erhalten sollte. Die Erzeugung des Stromes hätte dann am Boden an gesicherter Stelle erfolgen können, was für die Gefahrlosigkeit und Sicherheit des Betriebes natürlich von größter Bedeutung gewesen wäre.

Bei der ersten Besprechung, welcher von seiten der Daimlerwerke außer deren Direktor Dr.-Ing. e. h. Porsche, der Chef des Konstruktionsbureaus Obering. Köhler und Ing. Zadnik (elektrischer Teil), von seiten der Österr. Flugzeugfabrik A.-G. Direktor Ing. Ockermüller und der Schreiber dieses beiwohnten, entwickelte Major v. Petroczy ungefähr folgendes:

Bekanntlich wurde im Felde der Fesselballon hinter den eigenen Linien, aber möglichst nahe an den feindlichen Stellungen emporgelassen und bot aus größerer Höhe für den Beobachter gute Sicht auf die feindlichen Stellungen. Die Bedienung erforderte natürlich ein umfangreiches Personal an Ort und Stelle zum Emporlassen, zum Bergen usw. und außerdem mußte stets für Nachschub an Gas gesorgt werden, wozu ständig Autozüge unterwegs waren, ferner mußte im Hinterland Gas erzeugt und per Bahn nachgeschafft werden, falls nicht fahrbare Gaserzeuger zur Verfügung standen. Für das Emporlassen und Einholen dienten Windenwagen, die natürlich auch Bedienungsmannschaft benötigten, so daß der zu einem Fesselballon gehörige Park sehr umfangreich und daher auch kostspielig war. Dazu kam noch, daß ein Fesselballon bei der äußersten Knappheit an Gummi ein sehr großes Kapital und, was noch wichtiger war, bald auch ein schwer ersetzbares Material darstellte. Dabei bot aber die große »Wurst« in der nächsten Nähe der feindlichen Linien für die Artillerie ein lohnendes Ziel und wurde auch von den Fliegern häufig genug angegriffen. Der Ballon mußte dann rasch eingeholt werden, da er sonst unfehlbar abgeschossen werden konnte. Eine Abwehr der Flieger aus dem Ballon selbst war so gut wie unmöglich, weil der Korb unterhalb des Ballons angebracht und ein Schießen nach oben daher undenkbar war. Wurde aber ein solcher Fesselballon einmal in Brand geschossen, dann mußte der Beobachter mit dem Fallschirm abspringen, wenn ihn nicht der brennende Ballon begraben sollte.

Es stellte also der Fesselballon durchaus nicht das Ideal einer Beobachtungsstelle dar, und es ist nur zu begreiflich, wenn man nach entsprechendem Ersatz Umschau hielt; und, von dieser Absicht geleitet, regte eben Major v. Petroczy an, einen gefesselten Schraubenflieger statt des Fesselballons zu verwenden.

v. Petroczy rechnete damit, daß bei einem spezifischen Hubvermögen von 4 kg/PS der Hubschraube unter Verwendung des erwähnten Elektromotors von 300 PS es möglich sein müsse, einen Schraubenflieger mit einem Gesamtgewicht von 1200 kg zu konstruieren.

Erst später erwies sich der von ihm eigentlich bis ins Detail gehende Vorschlag als ein besonderer Hemmschuh für die erfolgreiche Lösung des Gedankens. Statt uns freie Hand zum Erfinden zu lassen, hatte man uns einen Weg vorgeschrieben, eine Idee einfach in die Praxis umzusetzen und durchzukonstruieren; es soll damit v. Petroczy durchaus kein Vorwurf gemacht werden, da er sich nur von den besten Absichten leiten ließ; im übrigen seine Idee recht praktisch erschien und auch damals niemand auf den ersten Blick, besonders bei der Neuheit der Materie erkannt hatte, daß es bessere, einfachere und billigere Lösungen gäbe.

Auf Grund der von ihm vorgetragenen Idee wurde zunächst untersucht, ob 1200 kg Schraubenzug überhaupt ausreichen. Daß man 4 kg Zug pro PS erzielen könne, wurde

einfach angenommen, weil sie bei gewöhnlichen Marschschrauben am Stand erzielt worden war; allerdings mit Propeller von etwa 2,90 m Durchm., die dabei mit ungefähr 120 PS belastet waren, während für den Schraubenflieger 300 PS aufzunehmen gewesen wären, doch wurde stillschweigend angenommen, daß es möglich sein werde, die geforderte Hubkraft bei besonders gebauten Luftschrauben zu erzielen.

Verlangt wurde nun vom Fesselflieger, daß er, mit einem Beobachter bemannt, auf etwa 500 bis 1000 m Höhe steigen (etwa 2 km hinter der eigenen Schwarmlinie), bei einem Wind von ungefähr 8 m/s noch benutzt werden könne und schließlich, daß der Beobachter einen Fallschirm, ein Telephon zur Verständigung mit den Leuten am Erdboden und ein Maschinengewehr zur Abwehr von Fliegern erhalten müsse.

(Auch hier taucht wieder ein grundlegender Fehler auf: statt sich damit zunächst zufrieden zu geben, wenn der Hubschrauber überhaupt fliegen würde, wurde er als kriegstaugliches Flugzeug verlangt).

Es wurden folgende Gewichte überschlagsweise eingesetzt:

Luftschraube	50 kg
Motor samt Getriebe	250 »
7,2 mm starkes Seil für 1000 m (0,15 kg/m)	150 »
Fallschirm und Landungsgestell	200 »
Beobachter	80 »
Vertikale Komponente des Winddruckes auf das Seil	230 »
Summe	960 kg
so daß bei einer Hubkraft von	1200 »
sich ein Plus von	240 kg

ergäbe, das als Überschuß an Hubkraft und zur Deckung des Gewichtes von Maschinengewehr und Telephon herhalten sollte.

Ich habe absichtlich die Zahlen eingesetzt, wie sie bei jener Besprechung genannt wurden, obwohl noch während der Besprechung das Motorgewicht ohne Getriebe auf 250 kg festgestellt wurde (also mit Getriebe etwa 300 kg), so daß sich der Überschuß an Hubkraft um 50 kg vermindert hätte.

Daß dieser Motor für den gedachten Zweck gar nicht so hervorragend geeignet war, wie er es auf den ersten Blick zu sein schien, geht aus folgender Überlegung hervor:

Außer dem Motor mußte noch das Seil auf die Steighöhe von 600 m mitgehoben werden, so daß es eigentlich auch zum Motorgewicht zu rechnen war; ferner kam dazu noch die vertikale Komponente des Winddrucks (bei Wind von 8 m/s), die den ziemlich bedeutenden Gewichtsbeitrag von 230 kg lieferte, wobei noch ein Stahlseil von 7,2 mm Durchm. angenommen war. Als Leitungsseil konnte aber, wie sich sofort zeigte, nur mehr ein Aluminiumseil in Frage kommen, weil ein Eisenseil wegen der hohen spezifischen Strombelastung einen sehr großen Querschnitt erfordert hätte und folglich viel zu schwer ausgefallen wäre. (Denn 300 PS entsprechen bei 600 V Spannung 368 A, die natürlich das dünne Stahlseil nicht übertragen konnte!)

Die scheinbar so günstige Wahl dieses Motors erwies sich überhaupt als ein großer Hemmschuh für die Lösung des ganzen Problems; erst viel später angestellte Überlegungen ergaben, daß ein schwacher Motor infolge des dadurch erreichbaren Gesamtgewichtes dem starken Motor, selbst wenn letzterer ein geringeres spezifisches Gewicht hat, bedeutend überlegen ist. Wir wurden aber damals vor ein Problem gestellt, das uns in den wesentlichsten Einzelheiten fertig vorgelegt wurde. Es hieß: Betrieb durch den Elektromotor, Stromzuführung durch das Fesselseil; unsere Aufgabe bestand nur mehr darin, zu untersuchen, ob die Sache überhaupt möglich war, und wenn ja, eine gute konstruktive Lösung dafür zu finden. Diese allerdings von den besten Absichten diktierte Einschränkung des Problems sollte zu einer rascheren Lösung beitragen, hinderte sie aber nur und erst sehr spät gelang es, uns davon zu befreien.

Als Landungsgestell schlug v. Petroczy Stützflächen vor, wie sie Parseval 1908 verwendete (siehe z. B. V. d. I. 1909, S. 899).

Ein Fallschirm war damals bereits in brauchbarer Ausführung vorhanden. Das Öffnen geschah durch eine Art Nürnberger Schere, die den ganzen Umfang des Schirmes einfaßte und ihn sicher zum Öffnen brachte, so daß bereits aus 20 m Höhe ein gefahrloses Abspringen möglich war, wie wiederholte Erprobungen ergeben hatten. Der Schirm wog nur 8 kg und nahm dabei wenig Platz ein.

Der allgemeine Aufbau wurde ebenfalls noch bei der ersten Besprechung kurz skizziert. Ein einfaches Gerippe zur Aufnahme des Motors M und des Propellers P trug zum Aufsetzen auf den Erdboden die schon erwähnten Luftsäcke L; es sollte an einem Ausleger gehalten und das freie Drehmoment »irgendwie« aufgenommen werden. (Abb. 1).

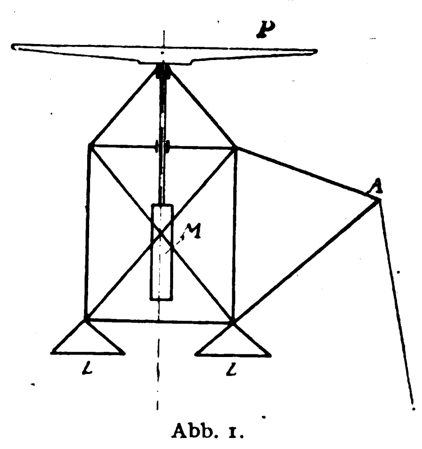


Abb. 1.

Um letzteres unschädlich zu machen, wurden verschiedene Vorschläge gemacht (Abb. 2): Außer der Luftschraube P, die von dem Gerüst getragen wird, sind axial darunter drei oder auch mehr Leitflächen F angeordnet, die entsprechend eingestellt, das Gegendrehmoment liefern sollten.

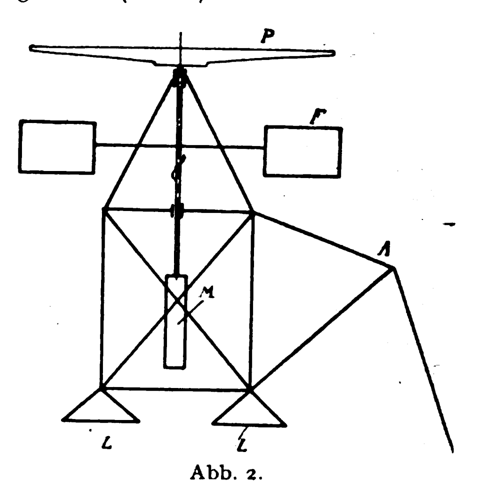


Abb. 2.

Abb. 3 zeigt eine andere Ausführung, bei der eine kleine Drehung zugelassen wurde. An seitlichen Armen waren eine oder mehrere Widerstandsflächen gedacht; auf dem anderen Ausleger sollte das Fesselseil angreifen.

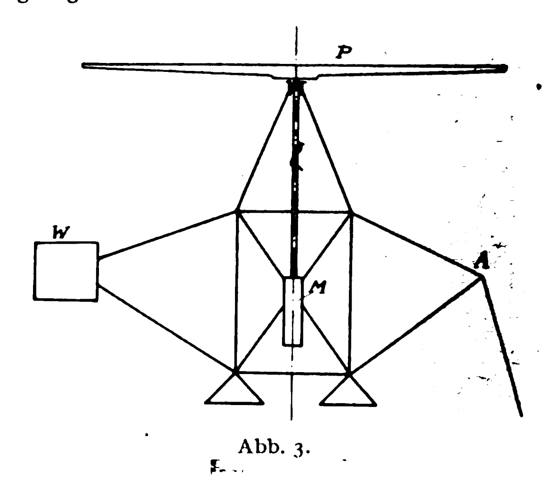


Abb. 3.

Von größter Bedeutung für die ganze Frage wurde aber schon damals die Propellerfrage erkannt, deren Klärung in erster Linie gesucht werden mußte.

Der Vorteil geringer Drehzahlen für Hubschrauben war natürlich bekannt und daher sollten Versuchspropeller für 400, 600 und 800 Umdr./min bei 300 PS Belastung bestellt werden, wobei speziell die letzteren für die Ausführung des Fesselfliegers in Aussicht genommen waren, um das Getriebe entsprechend leicht zu halten.

Es wurde nun bei verschiedenen Luftschraubenfirmen angefragt, ob sie bereit wären, Propeller von höchstens 6 m Durchm. anzufertigen mit einem Schub von mindestens 1200 kg bei 300 PS Belastung. Nur die Österr.-Ung. Integralpropellerwerke G. m. b. H. in Wien machten sich erbötig, eine solche Luftschraube anzufertigen und außerdem wollte eine Gebläsefirma ein Gebläse statt eines Propellers bauen, wobei auf unsere Anregung hin, die Schaufeln aus Sperrholz anzufertigen gewesen wären; das Projekt wurde aber fallen gelassen, weil sich das Gewicht bei der Durchrechnung als zu groß herausstellte.

Unterdessen mußte aber ein Prüfstand gebaut werden, um die Luftschrauben überhaupt erproben zu können.

Die Fertigstellung des Elektromotors war noch auf voraussichtlich lange Zeit nicht abzusehen, so daß er für die Luftschraubenprüfung nicht in Frage kommen konnte. Es sollte in erster Linie der Schub in Abhängigkeit von der aufgenommenen Leistung festgestellt werden. Nun verfügten die Daimlerwerke über einen stationären Nebenschlußmotor von 100 PS, der die Regelung der Umdrehungszahlen bequem gestattete. Allerdings wog diese Maschine nicht weniger als 3500 kg!

Durch ein eigens entworfenes Zahnradvorgelege wurde seine Drehzahl auf 600 Umdr./min herabgemindert und für die Nebenschlußregulierung ein besonderer Wasserwiderstand gebaut.

Die jeweils abgegebene Leistung wurde aus der aufgenommenen elektromotorischen Leistung ermittelt, die an eingeschalteten, gut gedämpften Volt- und Amperemeter gemessen wurde. Der Wirkungsgrad des Motors für verschiedene Belastungen war bekannt. In dem dazwischen geschalteten Stirnradgetriebe konnte nach Angaben der Daimlerwerke mit einem Wirkungsgrad von 96 vH gerechnet werden.

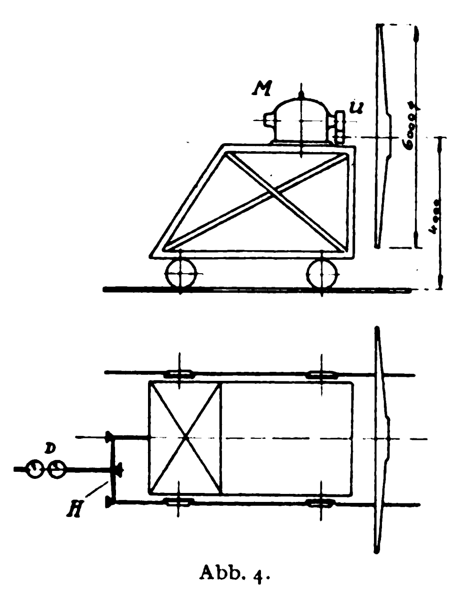


Abb. 4.

Viel schwieriger lagen die Verhältnisse in bezug auf die Zugmessuug. Hier sollte möglichst hohe Genauigkeit bei tunlichst einfacher Bauart des Prüfstandes erzielt werden, der wegen der Geheimhaltung der ganzen Angelegenheit und zur möglichst raschen Erledigung in der Flugzeugfabrik selbst hergestellt werden sollte. Nach längerem Überlegen und Abwägen der verschiedenen Für und Wider fiel die Wahl auf folgende Einrichtung:

Auf einem kräftig gebauten Holzbock (Abb. 4) war fest gelagert der Elektromotor M mit angebauter Übersetzung $Ü$. Der ganze Bock ruhte auf Rädern, die in Kugellager liefen und stand auf Schienen aus Vierkanteisen, welche genau horizontal ausgelegt waren. Der Bock war unter Zwischenschaltung eines Hebels H festgebunden; an diesem war eine Federwage befestigt, so daß an ihr der Zug unmittelbar abgelesen werden konnte. Dabei war 2 : 1 übersetzt und durch Hintereinanderschalten von zwei Dynamometer D, deren Mittelwert als Zug angenommen wurde, gleichzeitig dafür gesorgt, daß Ungenauigkeiten der Meßinstrumente eher bemerkt werden konnten. Die Reibung der Ruhe war natürlich ziemlich bedeutend, doch war der ganze Bock ständig in Vibrationen, so daß sie herabgemindert erschien. Die Abbildung zeigt das Schema dieses Prüfstandes, der aus starkem Holz (15 × 15 cm) hergestellt wurde, das an den Knotenpunkten mit kräftigen Blechlaschen versteift war. Volt- und Amperemeter befanden sich ebenfalls auf diesem Bock, der Regulierwiderstand dagegen war abseits aufgestellt, die Stromzuführung erfolgte durch das biegsame Kabel.

Zur Messung der Drehzahl wurden mit einem Hornschen Tourenzähler die Umdrehungen der Motorwelle von Hand aus ermittelt und dann einfach entsprechend dem Übersetzungsverhältnis des Getriebes umgerechnet.

Bezüglich der Genauigkeit der Messungen, die erreichbar waren, gilt etwa folgendes: Die Berechnung der Leistung aus Spannung und Stromstärke unter Zugrundelegung eines Wirkungsgrades ist natürlich nicht einwandfrei; auch die Reibung im Getriebe wurde nur geschätzt (96 vH), allerdings auf Grund von Messungen an anderen, gleicherweise hergestellten Getrieben. Die Reibung des Gerüstes auf den Schienen war sehr klein und gegen die anderen Fehler vernachlässigbar, wenn man bedenkt, daß die Zugmessung mit Federmanometer erfolgte. Man wird aber annehmen können, daß der Zug auf etwa 50 kg genau bei 450 kg ermittelt wurde.

Die ersten Messungen wurden mit der von den Österr.-Ung. Integralpropellerwerken G. m. b. H. gelieferten Luftschraube vorgenommen. Diese Schraube aus Esche hatte folgende Abmessungen:

600 cm Durchmesser,
300 cm Steigung,
45 cm Blattbreite,
150 kg Gewicht (!).

Sie ergab bei

$$N = 100 \text{ PS } (!)$$

und $n = 600$ Umdr./min

einen Zug von $P = 450$ kg oder 4,5 kg/PS.

Zur Beurteilung dieses Ergebnisses diene die Formel von Bendemann, wonach der theoretisch erreichbare Zug sich aus

$$P_{th} = \sqrt[3]{2 \frac{\gamma}{g} F L^2}$$

oder angenähert mit $\frac{\gamma}{g} = \frac{1}{8}$ für die Masse der Luft und $L = 75\,N$

$$P_{th} = \sqrt[3]{1100\, D^2 N^2}$$

ergibt. Auf Grund dieser Beziehung könnte als Höchstwert bei 6 m Schraubendurchmesser und 100 PS Leistung ein Zug von

$$P_{th} = 735 \text{ kg}$$

erzielt werden, somit der Gütegrad der Luftschraube (das Verhältnis des erreichten zum theoretisch erreichbaren Zug)

$$\eta = 61{,}2 \text{ vH}$$

also ein sehr kleiner Wert, wobei noch zu bedenken ist, daß der Propeller nur 100 statt 300 PS aufnahm.

Die Ergebnislosigkeit dieses ersten Versuches war sehr niederschlagend. Verfasser dieses trat damals aus der Öffag aus und kam zum Österreichisch-Ungarischen Fliegerarsenal, das in Fischamend in der Nähe Wiens ausgedehnte eigene Anlagen für den Bau von Flugzeugen hatte. Dort befand sich auch eine eigene Abteilung für den Bau von Luftschrauben, deren Leiter Lt. v. Asboth beauftragt war, Versuche mit Hubschrauben anzustellen, wozu ihm auch eine moderne Prüfanlage zur Verfügung gestellt werden konnte, die allerdings erst anfangs 1917 fertiggestellt wurde. Die Anlage wurde in dieser Zeitschrift bereits beschrieben und erübrigt sich daher eine ausführliche Schilderung.[1])

[1]) In Ausführung der Bestimmungen des Friedensvertrages mußte sie an die Entente abgeliefert werden und ist jetzt in Rom aufgestellt.

Er hatte damals bereits ziemliche Erfolge mit Marschschrauben mit einem zum Patent angemeldeten Profil (D.R.P. Nr. 326431 vom 20. Dezember 1916), doch boten diese Propeller eigentlich recht wenig Anhalt für den Entwurf von Hubschrauben, die bei so großen Leistungsbelastungen (300 PS auf 6 m Durchm.) etwa 4 kg/PS geben sollten, denn wir rechneten damals immer noch mit der Ausführung mit nur einem

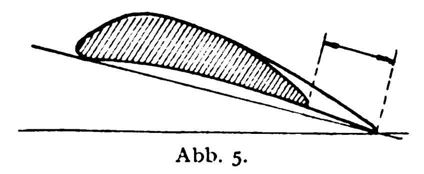


Abb. 5.

Hubpropeller. In Fischamend wurde nun, als die Möglichkeit bereits gegeben war, Schub und Drehmoment in einwandfreier Weise zu bestimmen, die planmäßige Erprobung der Luftschrauben begonnen, planmäßig in bezug auf die Erreichung eines Gütegrades, der sich 100 möglichst nähern sollte, während Prof. v. Karman seinerseits den Auftrag hatte, die konstruktive Lösung des Problems zu finden; doch konnte er natürlich solange seine Arbeit nicht beginnen, als er nicht wußte, wieviele Propeller und in welcher Anordnung sie überhaupt in Betracht kommen.

Abb. 6.

Es wurden zunächst eine Reihe von gewöhnlichen Marschschrauben, die gleichen Durchmesser aber sonst verschiedene Steigung hatten, erprobt und Schaubilder dazu angefertigt. Durch Vergleich der Ergebnisse untereinander wurden dann die weiteren Versuche schon stark beeinflußt. Es schien nämlich, daß ein Zusammenhang zwischen Durchmesser und Steigung derart bestünde, daß zu jedem Durchmesser nur bei einer ganz bestimmten Steigung sich ein maximaler Gütegrad ergäbe, wenn eine verlangte Leistung aufgenommen werden sollte. Und um diesen Zusammenhang zu erforschen, wurden immer eine dieser Komponenten geändert; also es wurden Propeller mit gleichem Durchmesser aber verschiedener Steigung ausgeführt, die dann auf dem Prüfstand zwischen etwa 500 Umdr./min, mitunter auch bis 2000 und darüber erprobt, d. h. Schub und Drehmoment bzw. Leistung gemessen und in Schaubildern eingetragen wurde. Dann wurden die Durchmesser bei gleichbleibender Steigung

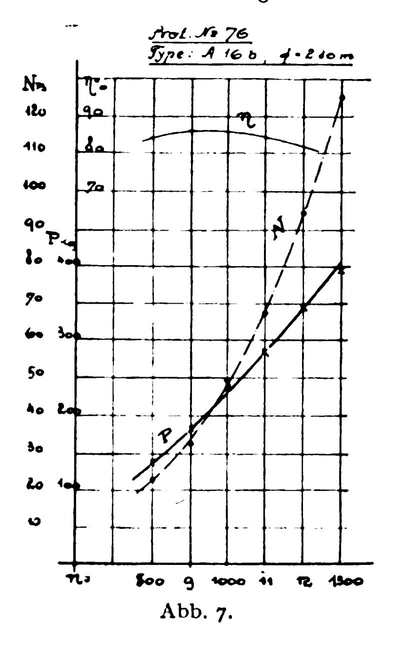


Abb. 7.

und Blattbreite geändert, z. B. von 100 zu 100 mm, und neuerlich Diagramme aufgenommen.

Ähnlich wurde der Einfluß der Blattbreite ermittelt, indem die Blattbreite von 5 zu 5 mm verkleinert wurde; dabei blieben einmal die Blattstärken unverändert, d. h. es entstanden dickere Austrittskanten durch die Verkleinerung der Blattbreite (Abb. 5), dann wurden aber auch die Profile entsprechend den Blattbreiten abgeändert.

Die Versuche zeigten vor allem, daß eine Reihe kaum beachteter Umstände Einfluß auf das Ergebnis haben; so z. B. die Blattstärke, die Art der Wölbung auf der Saug- und Druckseite, die Elastizität u. dgl. Es wurden auch Versuche mit stark zurückgebogenen Flügeln (Abb. 6) angestellt, die im Betrieb unter dem Einfluß von Schub und Zentrifugalkraft dann senkrecht zur Achse standen.

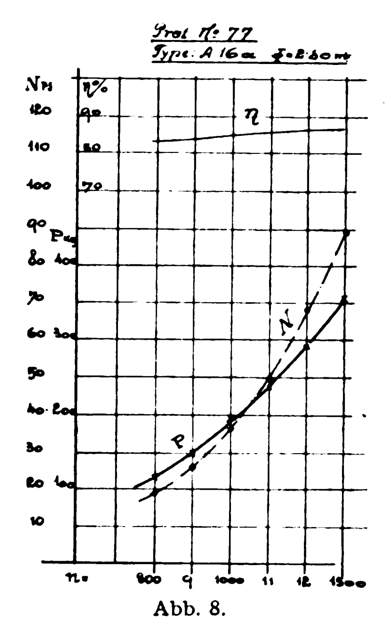


Abb. 8.

So zeigt das Diagramm (Abb. 7 und Abb. 8) die Prot. Nr. 76 und 77 zwei ganz gleich gebaute Propeller aus Esche, bei denen nur die Größe der Zurückbiegung verschieden ist. Der Unterschied im Leistungsverbrauch und in der Gütegradlinie ist ganz bedeutend. Bei gleichem $n = 1300$ Umdr./min ergibt z. B.

Prot. 76		Prot. 77	
	$P = 490$ kg		$P = 350$ kg
	$N = 124$ PS		$N = 89$ PS
	$\eta = 78{,}5$ vH		$\eta = 87$ vH.

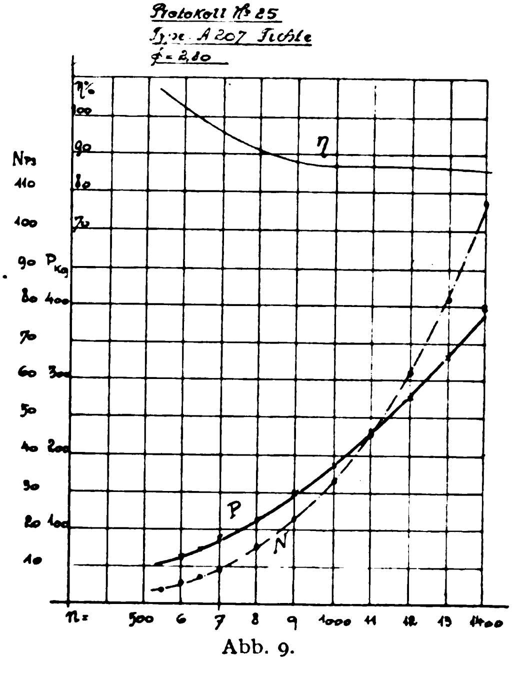


Abb. 9.

Weiter wurden zur Erzielung eines möglichst geringen Gewichtes Propeller aus Fichte hergestellt, die zwar sehr leicht ausfielen, aber nicht genügten.

Abb. 9 und Abb. 10 zeigen Schaubilder mit einem Fichtenpropeller von 2,80 m Durchm. Hier ist interessant, daß bei ganz kleinen Belastungen, z. B. bei 550 und 600 Umdr./min entsprechend etwa 3,5 und 5 PS sich η von 108 und 104 vH ergaben; eine Tatsache, die einwandfrei auch an anderen

Propellertypen festgestellt wurde und die jeder Theorie Hohn spräche. Es ist allerdings möglich, daß bei so kleinen Leistungen die Ermittlung von Schub und Leistung nicht mit der erforderlichen Genauigkeit vorgenommen werden konnte und so falsche Zahlen sich ergaben. — Von Interesse ist hier auch der Verlauf der η-Kurve bei Prot. Nr. 25 und bei Prot. Nr. 32, da letztere die gleiche Schraube darstellt, bei der nur die Blattbreite etwas verkleinert worden war. Im ersten Fall: fallende, im zweiten: fast horizontale Gütegradlinie.

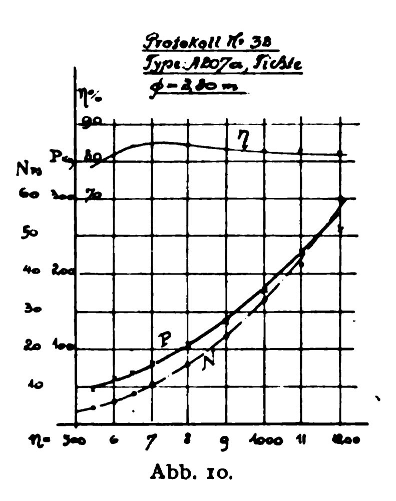


Abb. 10.

Für den ersten PKZ mit vier Luftschrauben waren Propeller aus Mahagoni gebaut, die bei

n = 800 Umdr./min	und n = 800 Umdr./min
D = 3,50 m Durchm.	D = 4,30 m Durchm.
G = 9,75 kg	G = 20 kg

hatten. Die vorgeschriebene verhältnismäßig hohe Drehzahl bei kleiner Leistung (N = 50 bzw. 100) ergab ungünstiges η, das aber im Bereich von 650 bis 850 Umdr./min fast unveränderlich war!

Den Verlauf von η planmäßig vorauszubestimmen bzw. die Schraube entsprechend dimensionieren zu können, war eines der Hauptergebnisse der damals angestellten Versuche.

Für leichte Schrauben erwies sich als Material am besten geeignet Mahagoni, allerdings nur in bester Qualität, da sonst die Festigkeit zu wünschen übrig ließ. (So sind bei den Versuchen des PKZ Asboth-Propeller, die von der »Elma« in Budapest geliefert wurden, infolge Verwendung minderwertigen Mahagonis zerbrochen).

Um den Einfluß der Profile zu studieren, wurden Propeller gebaut, deren Steigung Null m betrug und auf einem kleinen, von uns entworfenen und gebauten Prüfstand untersucht. Auf einer kleinen Platte war ein Gleichstrommotor montiert, der auf einer Schneide gelagert war, um das Drehmoment abwägen zu können; diese Platte war um einen Punkt drehbar aufgehängt, so daß auch der Schub ermittelt werden konnte. Auf diese Art wurden günstige Profile ermittelt und auch kleine Propeller untersucht. Auch Strömungslinien über die Profile wurden beobachtet: Die Flügel wurden mit Öl bestrichen und feinster Ruß in den Luftstrom geblasen, der auf dem Öl sich festsetzte und so wunderbar feine Stromlinien zeichnete.

Parallel mit den Untersuchungen an Luftschrauben gingen jetzt auch die Arbeiten über die konstruktive Lösung eines Hubschraubers. Vor allem wurde erkannt, daß es bei so großen Motorleistungen günstiger ist, mehrere Propeller einzubauen, weil bessere Gütegrade erreichbar sind. Diese Erkenntnis und die im folgenden noch zu beschreibende, brachten ganz neue Anordnungen. Es mußte nämlich auch daran gedacht werden, den Flieger bei Versagen des Motors oder irgendeiner Havarie, die den Absturz des Apparates mit sich bringen mußte, zu schützen. Mit dem Verlust des Hubschraubers hatte man von Anbeginn dieser Arbeiten stets für solche Fälle gerechnet; der Pilot aber hätte durch Fallschirmabsprung gerettet werden sollen. Ein solcher war jedoch so gut wie ausgeschlossen, wenn der Flieger sich aus dem Gerippe des Flugzeuges hinaus hätte retten müssen. Es war daher günstiger, damals von uns sogar als die einzige Lösung angesehen, den Führer in einem nach oben offenen Turm unterzubringen, so daß im Falle eines Absturzes der Hubschrauber gewissermaßen unter ihm wegfallen würde. Die Konstruktion von Luftschrauben, die den Turm als Nabe haben sollten, war ziemlich unsicher und auch dieser Umstand begünstigte den Entwurf eines Apparates mit mehreren Propellern.

So entstand das in Abb. 11 dargestellte Projekt, das zum Patent angemeldet und worauf auch Ö. P. Nr. 79539 (Priorität 30. April 1917, Zusatzpatent 82946, Ung. P. Nr. Nr. 76184, 79249) erteilt wurde. Von einem Motor werden vier Luftschrauben von etwa 3 m Durchm. angetrieben, von denen je zwei symmetrisch angeordnet sind. Der Antrieb erfolgt durch Getriebe mit Kegelrädern, wodurch gleichzeitig eine entsprechende Herabsetzung der Umlaufzahlen erzielbar war. Der innerhalb dieser vier Schrauben übrigbleibende Raum diente zur Aufnahme des Piloten, der also nötigenfalls nach oben hinaus zu springen und sich bei einem Absturz mit dem Fallschirm zu retten vermochte. Auch dieser Apparat war noch als gefesselter Hubschrauber gedacht; dazu diente eine Kardanaufhängung, die im Lichtbild gleichfalls angedeutet ist.

Auch die Versuchsgruppe in Fischamend, deren Leiter Prof. Th. v. Karman war, beschäftigte sich, wie schon erwähnt, auf Veranlassung des Fliegerarsenals mit demselben Problem, allerdings nur in bezug auf Apparatkonstruktion.

Prof. v. Karman wollte, um die günstigen Gütegrade kleiner Luftschrauben mit geringer Leistungsbelastung auszunutzen, damals einen Apparat bauen, der im Kreis angeordnet viele (es war von zehn bis zwölf Propellern die Rede) Schrauben hätte haben sollen; der dadurch geschaffene Raum in der Mitte sollte für den Aufenthalt des Piloten dienen. Eine kleine Überschlagsrechnung zeigte aber sehr bald, daß die zahlreichen Wellen und Getriebe, sowie ihre Lagerungen ein ganz bedeutendes Gewicht bedingten, abgesehen von der damit verbundenen

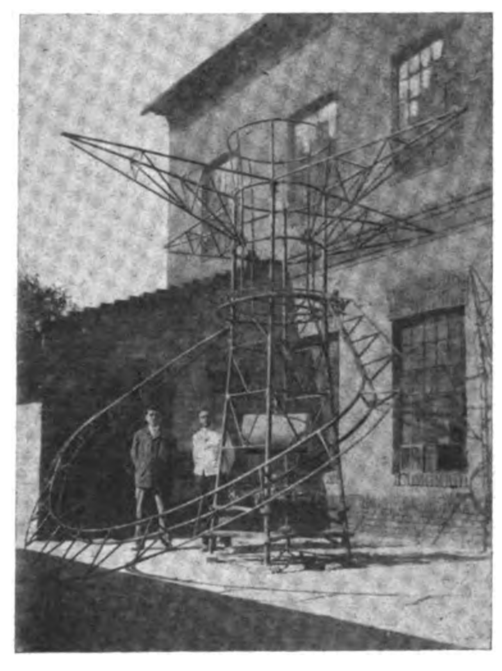
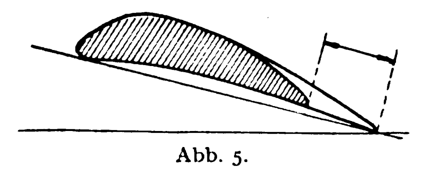


Abb. 11.

Unsicherheit des Antriebes. Es ergab sich, daß die Anordnung von vier Luftschrauben bei geringster Anzahl der Getriebe usw. am günstigsten war; denn das Drehmoment war vollkommen ausgleichbar, die Stabilität in bezug auf seitliche Momente unserer Ansicht nach gleichfalls gegeben und alle Überlegungen bestätigten damals die Richtigkeit unseres ersten Entwurfes laut Abb. 11.

(Fortsetzung folgt.)

Er hatte damals bereits ziemliche Erfolge mit Marschschrauben mit einem zum Patent angemeldeten Profil (D.R.P. Nr. 326431 vom 20. Dezember 1916), doch boten diese Propeller eigentlich recht wenig Anhalt für den Entwurf von Hubschrauben, die bei so großen Leistungsbelastungen (300 PS auf 6 m Durchm.) etwa 4 kg/PS geben sollten, denn wir rechneten damals immer noch mit der Ausführung mit nur einem


Abb. 5.

Hubpropeller. In Fischamend wurde nun, als die Möglichkeit bereits gegeben war, Schub und Drehmoment in einwandfreier Weise zu bestimmen, die planmäßige Erprobung der Luftschrauben begonnen, planmäßig in bezug auf die Erreichung eines Gütegrades, der sich 100 möglichst nähern sollte, während Prof. v. Karman seinerseits den Auftrag hatte, die konstruktive Lösung des Problems zu finden; doch konnte er natürlich solange seine Arbeit nicht beginnen, als er nicht wußte, wieviele Propeller und in welcher Anordnung sie überhaupt in Betracht kommen.



Abb. 6.

Es wurden zunächst eine Reihe von gewöhnlichen Marschschrauben, die gleichen Durchmesser aber sonst verschiedene Steigung hatten, erprobt und Schaubilder dazu angefertigt. Durch Vergleich der Ergebnisse untereinander wurden dann die weiteren Versuche schon stark beeinflußt. Es schien nämlich, daß ein Zusammenhang zwischen Durchmesser und Steigung derart bestünde, daß zu jedem Durchmesser nur bei einer ganz bestimmten Steigung sich ein maximaler Gütegrad ergäbe, wenn eine verlangte Leistung aufgenommen werden sollte. Und um diesen Zusammenhang zu erforschen, wurden immer eine dieser Komponenten geändert; also es wurden Propeller mit gleichem Durchmesser aber verschiedener Steigung ausgeführt, die dann auf dem Prüfstand zwischen etwa 500 Umdr./min, mitunter auch bis 2000 und darüber erprobt, d. h. Schub und Drehmoment bzw. Leistung gemessen und in Schaubildern eingetragen wurde. Dann wurden die Durchmesser bei gleichbleibender Steigung

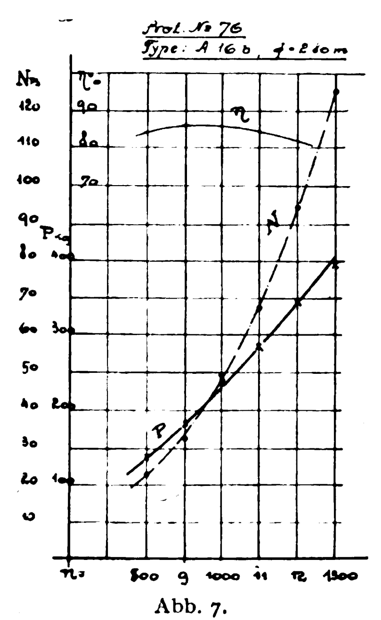


Abb. 7.

und Blattbreite geändert, z. B. von 100 zu 100 mm, und neuerlich Diagramme aufgenommen.

Ähnlich wurde der Einfluß der Blattbreite ermittelt, indem die Blattbreite von 5 zu 5 mm verkleinert wurde; dabei blieben einmal die Blattstärken unverändert, d. h. es entstanden dickere Austrittskanten durch die Verkleinerung der Blattbreite (Abb. 5), dann wurden aber auch die Profile entsprechend den Blattbreiten abgeändert.

Die Versuche zeigten vor allem, daß eine Reihe kaum beachteter Umstände Einfluß auf das Ergebnis haben; so z. B. die Blattstärke, die Art der Wölbung auf der Saug- und Druckseite, die Elastizität u. dgl. Es wurden auch Versuche mit stark zurückgebogenen Flügeln (Abb. 6) angestellt, die im Betrieb unter dem Einfluß von Schub und Zentrifugalkraft dann senkrecht zur Achse standen.

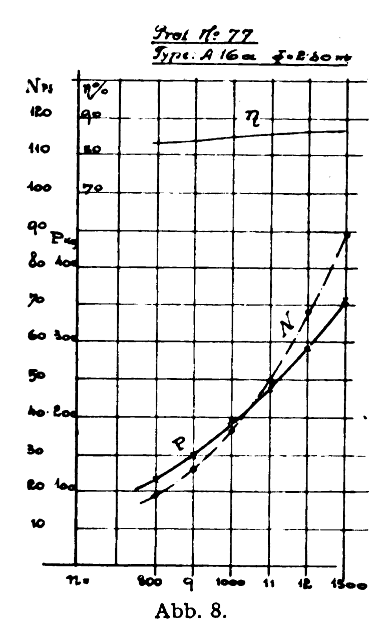


Abb. 8.

So zeigt das Diagramm (Abb. 7 und Abb. 8) die Prot. Nr. 76 und 77 zwei ganz gleich gebaute Propeller aus Esche, bei denen nur die Größe der Zurückbiegung verschieden ist. Der Unterschied im Leistungsverbrauch und in der Gütegradlinie ist ganz bedeutend. Bei gleichem $n = 1300$ Umdr./min ergibt z. B.

Prot. 76	$P = 490$ kg	Prot. 77	$P = 350$ kg
	$N = 124$ PS		$N = 89$ PS
	$\eta = 78{,}5$ vH		$\eta = 87$ vH.

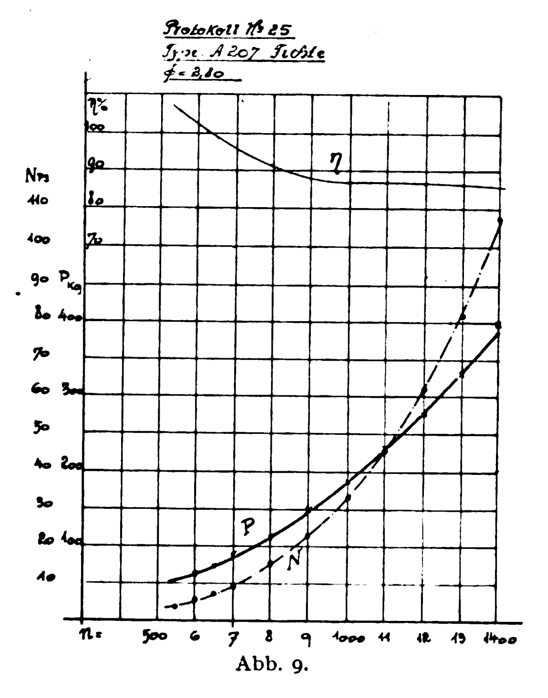


Abb. 9.

Weiter wurden zur Erzielung eines möglichst geringen Gewichtes Propeller aus Fichte hergestellt, die zwar sehr leicht ausfielen, aber nicht genügten.

Abb. 9 und Abb. 10 zeigen Schaubilder mit einem Fichtenpropeller von 2,80 m Durchm. Hier ist interessant, daß bei ganz kleinen Belastungen, z. B. bei 550 und 600 Umdr./min entsprechend etwa 3,5 und 5 PS sich η von 108 und 104 vH ergaben; eine Tatsache, die einwandfrei auch an anderen

Propellertypen festgestellt wurde und die jeder Theorie Hohn spräche. Es ist allerdings möglich, daß bei so kleinen Leistungen die Ermittlung von Schub und Leistung nicht mit der erforderlichen Genauigkeit vorgenommen werden konnte und so falsche Zahlen sich ergaben. — Von Interesse ist hier auch der Verlauf der η-Kurve bei Prot. Nr. 25 und bei Prot. Nr. 32, da letztere die gleiche Schraube darstellt, bei der nur die Blattbreite etwas verkleinert worden war. Im ersten Fall: fallende, im zweiten: fast horizontale Gütegradlinie.

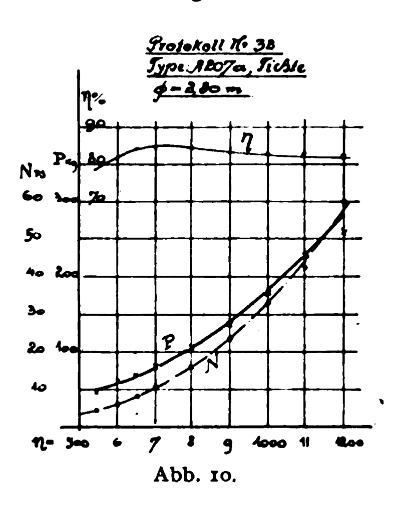


Abb. 10.

Für den ersten PKZ mit vier Luftschrauben waren Propeller aus Mahagoni gebaut, die bei

$n = 800$ Umdr./min	und	$n = 800$ Umdr./min
$D = 3{,}50$ m Durchm.		$D = 4{,}30$ m Durchm.
$G = 9{,}75$ kg		$G = 20$ kg

hatten. Die vorgeschriebene verhältnismäßig hohe Drehzahl bei kleiner Leistung ($N = 50$ bzw. 100) ergab ungünstiges η, das aber im Bereich von 650 bis 850 Umdr./min fast unveränderlich war!

Den Verlauf von η planmäßig vorauszubestimmen bzw. die Schraube entsprechend dimensionieren zu können, war eines der Hauptergebnisse der damals angestellten Versuche.

Für leichte Schrauben erwies sich als Material am besten geeignet Mahagoni, allerdings nur in bester Qualität, da sonst die Festigkeit zu wünschen übrig ließ. (So sind bei den Versuchen des PKZ Asboth-Propeller, die von der »Elma« in Budapest geliefert wurden, infolge Verwendung minderwertigen Mahagonis zerbrochen).

Um den Einfluß der Profile zu studieren, wurden Propeller gebaut, deren Steigung Null *m* betrug und auf einem kleinen, von uns entworfenen und gebauten Prüfstand untersucht. Auf einer kleinen Platte war ein Gleichstrommotor montiert, der auf einer Schneide gelagert war, um das Drehmoment abwägen zu können; diese Platte war um einen Punkt drehbar aufgehängt, so daß auch der Schub ermittelt werden konnte. Auf diese Art wurden günstige Profile ermittelt und auch kleine Propeller untersucht. Auch Strömungslinien über die Profile wurden beobachtet: Die Flügel wurden mit Öl bestrichen und feinster Ruß in den Luftstrom geblasen, der auf dem Öl sich festsetzte und so wunderbar feine Stromlinien zeichnete.

Parallel mit den Untersuchungen an Luftschrauben gingen jetzt auch die Arbeiten über die konstruktive Lösung eines Hubschraubers. Vor allem wurde erkannt, daß es bei so großen Motorleistungen günstiger ist, mehrere Propeller einzubauen, weil bessere Gütegrade erreichbar sind. Diese Erkenntnis und die im folgenden noch zu beschreibende, brachten ganz neue Anordnungen. Es mußte nämlich auch daran gedacht werden, den Flieger bei Versagen des Motors oder irgendeiner Havarie, die den Absturz des Apparates mit sich bringen mußte, zu schützen. Mit dem Verlust des Hubschraubers hatte man von Anbeginn dieser Arbeiten stets für solche Fälle gerechnet; der Pilot aber hätte durch Fallschirmabsprung gerettet werden sollen. Ein solcher war jedoch so gut wie ausgeschlossen, wenn der Flieger sich aus dem Gerippe des Flugzeuges hinaus hätte retten müssen. Es war daher günstiger, damals von uns sogar als die einzige Lösung angesehen, den Führer in einem nach oben offenen Turm unterzubringen, so daß im Falle eines Absturzes der Hubschrauber gewissermaßen unter ihm wegfallen würde. Die Konstruktion von Luftschrauben, die den Turm als Nabe haben sollten, war ziemlich unsicher und auch dieser Umstand begünstigte den Entwurf eines Apparates mit mehreren Propellern.

So entstand das in Abb. 11 dargestellte Projekt, das zum Patent angemeldet und worauf auch Ö. P. Nr. 79539 (Priorität 30. April 1917, Zusatzpatent 82946, Ung. P. Nr. Nr. 76184, 79249) erteilt wurde. Von einem Motor werden vier Luftschrauben von etwa 3 m Durchm. angetrieben, von denen je zwei symmetrisch angeordnet sind. Der Antrieb erfolgt durch Getriebe mit Kegelrädern, wodurch gleichzeitig eine entsprechende Herabsetzung der Umlaufzahlen erzielbar war. Der innerhalb dieser vier Schrauben übrigbleibende Raum diente zur Aufnahme des Piloten, der also nötigenfalls nach oben hinaus zu springen und sich bei einem Absturz mit dem Fallschirm zu retten vermochte. Auch dieser Apparat war noch als gefesselter Hubschrauber gedacht; dazu diente eine Kardanaufhängung, die im Lichtbild gleichfalls angedeutet ist.

Auch die Versuchsgruppe in Fischamend, deren Leiter Prof. Th. v. Karman war, beschäftigte sich, wie schon erwähnt, auf Veranlassung des Fliegerarsenals mit demselben Problem, allerdings nur in bezug auf Apparatkonstruktion.

Prof. v. Karman wollte, um die günstigen Gütegrade kleiner Luftschrauben mit geringer Leistungsbelastung auszunutzen, damals einen Apparat bauen, der im Kreis angeordnet viele (es war von zehn bis zwölf Propellern die Rede) Schrauben hätte haben sollen; der dadurch geschaffene Raum in der Mitte sollte für den Aufenthalt des Piloten dienen. Eine kleine Überschlagsrechnung zeigte aber sehr bald, daß die zahlreichen Wellen und Getriebe, sowie ihre Lagerungen ein ganz bedeutendes Gewicht bedingten, abgesehen von der damit verbundenen Unsicherheit des Antriebes. Es ergab sich, daß die Anordnung von vier Luftschrauben bei geringster Anzahl der Getriebe usw. am günstigsten war; denn das Drehmoment war vollkommen ausgleichbar, die Stabilität in bezug auf seitliche Momente unserer Ansicht nach gleichfalls gegeben und alle Überlegungen bestätigten damals die Richtigkeit unseres ersten Entwurfes laut Abb. 11.

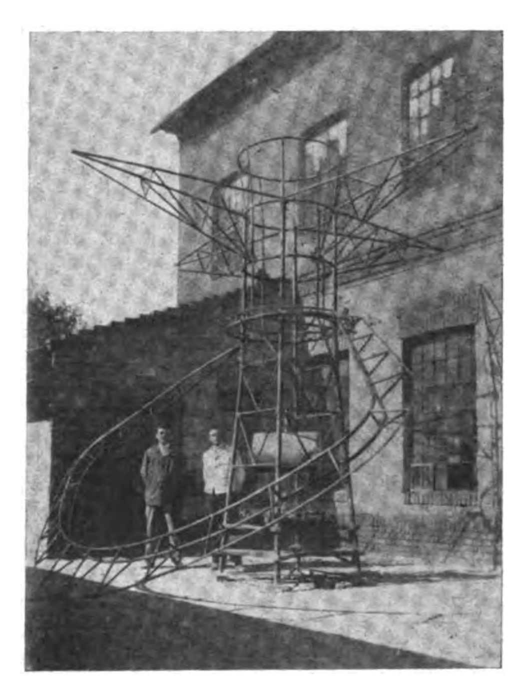


Abb. 11.

(Fortsetzung folgt.)

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten, auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Deutschland.

Unterbrechung des Flugpostdienstes Königsberg (Pr.)—Moskau. Die Flugpost Königsberg (Pr.)—Smolensk—Moskau wird wegen Unterbrechung dieses Flugdienstes vom 1. November an bis auf weiteres eingestellt. Nach Eintritt der Frostperiode in Rußland soll der Flugdienst wieder aufgenommen werden.

Flugergebnisse der Danziger Luftpost im Monat September 1922. Die Danziger Luftpost hat im Monat September auf den von ihr beflogenen Strecken Danzig—Stettin—Berlin, Danzig—Stettin—Hamburg, Danzig—Königsberg—Kowno—Riga sämtliche Flüge, das sind 100 vH durchgeführt. Auf 152 Postflügen und 90 Sonderflügen wurden insgesamt 456 Passagiere, 7440 kg Fracht und 1375,6 kg Post befördert. Es wurden dabei 38555 km zurückgelegt, was ungefähr einem Fluge am Äquator entlang um die Erde gleichkommt.

Die im September erreichte Regelmäßigkeit von 100 vH ist im Hinblick auf das schlechte Wetter dieses Monats wieder ein schöner Beweis für die Entwicklung des Danziger Luftverkehrs.

Mit Ende September ist der Luftverkehr auf den obengenannten Strecken über den Winter eingestellt worden, um im Frühjahr von neuem zu beginnen. Die Verkehrseinstellung ist nicht erfolgt, weil man im Winter nicht fliegen kann, sondern weil in Deutschland alle Fluganlagen auf Grund des Versailler Vertrages zerstört sind, und dadurch die im Winter notwendigen Unterkunftsräume für die Flugzeuge nicht wieder vorhanden sind. Es besteht die Hoffnung, daß im nächsten Jahre der Luftverkehr auf den nach Deutschland führenden Strecken Sommer und Winter aufrechterhalten bleibt. Die Wiederaufnahme des Verkehrs wird wahrscheinlich am 1. März 1923 erfolgen.

Auf der neuen, am 1. September ds. Js. in Betrieb genommenen Strecke Danzig—Warschau—Lemberg, die in Betriebsgemeinschaft von der Danziger Luftpost mit der Aerolloyd G. m. b. H. geflogen wird, sind im September folgende Ergebnisse erzielt worden:

Der Verkehr wurde am 1. September 1922 zunächst auf der Strecke Danzig—Warschau an drei Wochentagen aufgenommen. Bereits am 5. September wurde die Strecke nach Lemberg erweitert und etwa ab Mitte September statt an drei Tagen an sechs Tagen der Woche beflogen. Die neue Strecke Danzig—Warschau—Lemberg, auf der dieselben Maschinen wie auf der Strecke nach Berlin und Riga verkehren, erreichte fast genau dieselbe Regelmäßigkeit wie die alte Linie. Außer der Regelmäßigkeit wurde hinsichtlich der Pünktlichkeit bei Start und Landung gleich im ersten Monat ein derartig hoher Grad der Zuverlässigkeit erreicht, daß kaum Verspätungen zu verzeichnen waren.

Es wurden befördert:

255 Passagiere,
2420 kg Fracht,
330,5 kg Post,

auf insgesamt 102 Flügen mit 26664,5 km.

Im Gegensatz zu dem Verkehr auf den nach Deutschland führenden Strecken wird der Betrieb auf der Linie Danzig—Warschau—Lemberg an sechs Wochentagen in beiden Richtungen auch nach dem 1. Oktober 1922 den Winter hindurch aufrechterhalten bleiben. Die Junkers-Limousinen, die ausschließlich auf dieser Strecke verkehren, erhalten für den Winter eine neuzeitige Heizeinrichtung, so daß für das Wohl der Passagiere auch in dieser Hinsicht auf das beste gesorgt ist.

Zur Passagier- und Postbeförderung ist noch die von Fracht im großen Stil hinzugekommen, die durch die bekannte Firma Schenker & Co. vermittelt wird. Es ist auf diesem Wege gewährleistet, daß im Laufe eines einzigen Tages Pakete und Frachtstücke vom Absender in Danzig bis zum Empfänger in Lemberg gelangen, was eine erhebliche Verbesserung gegenüber allen übrigen Beförderungsmöglichkeiten bedeuten dürfte.

Die Flugzeuge verlassen Danzig in Richtung Warschau—Lemberg jeden Wochentag um 9 Uhr vormittags vom Flugplatz am Bahnhof Langfuhr (Tel. 2746) und treffen, von Warschau und Lemberg kommend, ebendortselbst um 3 Uhr 30 Minuten nachmittags wieder ein. Die Flugzeit von Danzig—Warschau beträgt 2 Stunden 30 Minuten.

Die Rohrbach-Metall-Flugzeugbau-G. m. b. H., Berlin, befaßt sich seit dem 1. Juli 1922 besonders mit dem Bau von zwei- und mehrmotorigen Metallflugzeugen.

Der Werkstattbetrieb hat am 1. Oktober 1922 seine Tätigkeit in Berlin begonnen.

Da die Gesellschaft sich stark für die konstruktive Fortentwicklung großer Flugzeuge interessiert, so arbeitet sie mit einer dänischen Schwestergesellschaft in Kopenhagen zusammen. Dort hat die Rohrbach-Metal-Aeroplan-Co A/S. unter der verwaltenden Leitung von Direktor E. Hildesheim ihre Tätigkeit bereits begonnen.

Bildung einer Aerokartographic-Union.
Folgende Gesellschaften haben sich zu einer Interessengemeinschaft zusammengeschlossen:

Maatschappij voor Landopmeting Den Haag	N. V. Techn. Mij. Aerofoto Amsterdam
Vertretungen und Betriebe: Konsortium Luftbild — Stereographik G. m. b. H. G. m. b. H.	Vertretungen und Betriebe: Optikon A.-G., Zürich
Luftbild G. m. b. H., Berlin Stereographik G. m. b. H., Wien.	Optikon G. m. b. H., Berlin

Der Zweck der Vereinigung ist die Verwertung der stereophotogrammetrischen Aufnahmeverfahren, insbesondere der Photogrammetrie aus Luftfahrzeugen, nach den Systemen der Firma Carl Zeiß, Jena, und Gustav Heyde (Hugershoff), Dresden. Durch das Zusammenwirken der technischen und wissenschaftlichen Kräfte der Gesellschaften wird der weitere Ausbau, die Vervollkommnung und die wirtschaftliche Gestaltung des Verfahrens gewährleistet.

Frankreich.

Zur Entwicklung des französischen Segelflugwesens sind von französischen Luftverkehrsfirmen, Industriellen und sportlichen Vereinigungen bisher Preise in Höhe von Fr. 158000 gestiftet worden. Frankreich hat nach den Mißerfolgen der Segelflugversuche am Puy de Combegrasse (Auvergne) erkannt, daß es der größten Anstrengung bedarf, um in der Segelfliegerei voranzukommen. Zahlreiche Franzosen haben den deutschen Segelflügen in der Rhön beigewohnt und werden die dabei gemachten Erfahrungen bei den neuen Versuchen verwenden.

Nach einer Mitteilung des »Matin« vom 9. 9. 22 ist vom Aeroklub von Frankreich ein Preis von Fr. 20000 für den Nachweis des bestgeeigneten Segelfluggeländes ausgesetzt worden **22/42. 3.**

Die französischen Segelflüge im Urteil des „Manchester Guardian". Nach einer Gegenüberstellung der deutschen und französischen Segelflüge und der Verhältnisse am Puy de Dome, bei Combegrasse und in der Rhön schreibt das englische Blatt: Die Bemühungen der französischen Flieger gleichen denjenigen von Menschen, die, obwohl sie nicht schwimmen können, sich in die Tiefe stürzen, und denen es dann gelingt, einige Sekunden den Kopf über Wasser zu halten. Tatsächlich scheint es nach den Berichten nur einem Flieger gelungen zu sein, nur einmal einen wirklichen »Flug« mit einem motorlosen Flugzeug auszuführen. Es war dies der Rekordversuch Bossoutrots, der, als er feststellte, daß das, was er geleistet hatte, etwas ganz anderes war als seine früheren Versuche, obwohl die Zeit kaum länger war, ausrief: »Ich habe geflogen, ich habe geflogen, ich kenne den Trick!« Alle anderen Versuche, anscheinend ohne Ausnahme, waren einfach Variationen des Gleitflugs, bei denen der Höhenverlust mehr oder weniger groß war. (Manchester Guardian, 22. 9. 22). **22/42. 4.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugzeugbau. Jahresbericht 1921/22 des englischen Forschungsausschusses für Luftfahrt (Report of the Aeronautical Research Committee for the Year 1921—22). — Flight, Bd. 14, Nr. 30, 27. Juli 1922, S. 423/424 (2½ Sp. und Abb.).

Die ganze Tätigkeit des englischen Forschungsausschusses für Luftfahrt kostet nur rd. 1 vH der für die Luftstreitkräfte und des Luftfahrtministeriums ausgeworfenen Gelder. Der Ausschuß hätte das Unglück des R. 38 vermeidbar werden lassen, wenn er zugezogen worden wäre.

Internationale Vergleichsmessungen an Flügel- und Luftschiffmodellen sind in die Wege geleitet. Man verspricht sich sehr viel davon. Der in Amerika in Bau befindliche Preßluft-Windkanal ist auch für die englische Physikalische Reichsanstalt (National Physical Laboratory, N. P. L.) in Vorschlag gebracht. Allerdings soll er nur 0,30 m Durchm. haben, was zu klein erscheint.

Für die Klärung von Fragen der Stabilität und der Steuerung sind bei der N. P. L. zwei Windkanäle in Betrieb. Insbesondere muß die Quersteuerung in der Nähe des kritischen Anstellwinkels geklärt werden. Die Prandtlsche Tragflügeltheorie wurde bei der N. P. L., soweit sie sich auf Eindecker bezieht, experimentell nachgeprüft.

Weitere Untersuchungen beziehen sich auf den für sehr bedeutsam gehaltenen Größeneinfluß (scale effect). Für gewisse normale Flügelschnitte ist er unerheblich und kennzeichnet sich nur durch einen höheren Auftrieb und eine bessere Gleitzahl bei der großen Ausführung. Bei Flügelschnitten mit hohem Auftrieb ist der Größeneinfluß aber sehr erheblich. Vor allem erhellt aus den Versuchen, daß bei solchen Flügeln, der Höchstwert des Auftriebs am ausgeführten Flügel geringer sein kann als am Modell. Der Gewinn an Auftrieb beträgt bei der Ausführung von Flügeln mit hohem Auftrieb nur die Hälfte des am Modell nachgewiesenen Gewinnes gegenüber normalen Flügelschnitten.

Höhenflossen: Neuere Versuche am S. F. 5 A zeigten, daß der Wirkungsgrad der Höhenflosse herabgemindert ist durch die Tragflügelbeeinflussung um 5 vH, den Rumpf um 15 bis 20 vH und den Spalt zwischen Ruder und Flosse um 15 vH. Man sollte einmal eine Höhenflosse mit einem Düsenflügelschnitt versuchen. W. **22/40. 24.**

Flugzeugbau. Metallflugzeugbau in den Vereinigten Staaten (Development of Metal Aircraft). — Aviation, Bd. 12, Nr. 22, 29. Mai 1922, S. 636 (½ Sp., o. Abb.).

Entwicklung des Metallflugzeugbaues durch die Konstruktion des Z. R.-1-Starrluftschiffes der U. S.-Marine sehr gefördert. Die Marine-Flugzeugwerke konstruieren Flügel und Schwimmer aus Metall und andere Metallteile für Seeflugzeuge.

Die Glenn L. Martin Co. in Cleveland, Ohio, hat den Metallflugzeugbau aufgenommen und baut gegenwärtig Duralumin-Seeflugzeuge für Kampfzwecke.

Stout Engineering Laboratories, Inc., Detroit, bauen für die Marine versuchsweise Torpedo-Seeflugzeuge aus Duralumin. Ein Flugzeug davon bereits in Erprobung. Andere Firmen, wie Gallaudet Aircraft Corp. (Providence) und Aeromarine Plane and Motor Co. (Keyport), die Marineflugzeuge herstellen, verwenden in ihren Flugzeugen Duraluminteile. W. **22/40. 25.**

Flugzeugbeschreibung. D. H. 37-Sportdoppeldecker (Dreisitzer). — Flight, Bd. 14, Nr. 32, 10. Aug. 1922, S. 452/455 (5 Sp., 4 Lichtb., 3 Übersichtsskizz. m. Maßang., 1 Skizz. der Quersteuerung).

Normaler, verspannter, einstieliger Doppeldecker mit gleichgroßen, außen stark gerundeten Flügeln von mitteldickem Flügelschnitt. Oberflügel geteilt und mit breitem Baldachinmittelteil; stark nach vorn gestaffelt. Stellung in beiden Flügeln. Querruder nur im Unterflügel. Seitenruder leicht ausgeglichen. Flügelschnitt ähnelt dem des D. H. 34 und besitzt flache Unterseite. Normaler Holzflügelaufbau. Baldachinstreben bilden auf jeder Seite einen schräg nach außen gestellten Stiel. Querruder mit Differentialsteuerung. Durch die nur im Unterflügel liegenden Querruder ist die Steuerung sehr vereinfacht. Führersitz liegt hinten; die beiden Fluggäste sitzen hintereinander. Auskuppelbare Doppelsteuerung. Alle Steuerungsteile in Kugellagern. Fahrgestell entspricht dem des D. H. 34 und birgt in den beiden hinteren Streben, die nur wenig schräg nach rückwärts geneigt sind, je eine Öldämpfung und eine Gummifederung. Ziemlich hochbeiniges Fahrgestell. Achse so gelagert, daß sie sich bei seitlicher Beanspruchung senkrecht zur Kraftrichtung einstellt. Falltank von 180 l Inhalt im Baldachin des Oberflügels, ein zweiter Tank von annähernd gleicher Fassung im Rumpf vor den Sitzen. Normalerweise wird mit Fallbenzin geflogen; sonst fördert eine Motorbenzinpumpe den Brennstoff vom Rumpfbehälter in den Falltank. Einfache Motorlagerung. Bugkühler. Vierflüglige Zugschraube.

Motor (Rolls Royce-»Falcon«)	275	PS
Spannweite in beiden Flügeln	11,30	m
Flügeltiefe in beiden Flügeln	1,74	m
Flügelabstand	1,74	m
Ganze Länge	8,80	m
Tragfläche	36	m²
Querruder (2)	3,7	m²
Höhenflosse	2,8	m²
Höhenruder	1,76	m²
Kielflosse	0,26	m²
Seitenruder	0,79	m²
Leergewicht	0,96	t
Betriebsstoffe	150	kg
Führer und Nutzlast	400	kg
Fluggewicht	1,61	t
Flächenbelastung	44,8	kg/m²
Leistungsbelastung (275 PS)	5,85	kg/PS
Geschwindigkeit in 3 km Höhe	195	km/h
Steigzeit auf 3 km Höhe	11	min
Gipfelhöhe	6,4	km.

W. **22/40. 26.**

Flugzeugbeschreibung. Irvin-»Meteorplane«, Muster MT-Sportdoppeldecker. — Aviation, Bd. 12, Nr. 21, 22. Mai 1922, S. 599 (2 Sp., 2 Lichtb.).

Gebaut von der Irvin-Aircraft Co., in Sacramento, Cal., U. S. A., nach dem Entwurf von J. Fulton Irvin. Einsitziger Sportdoppeldecker mit luftgekühltem Zweizylinder-Motor. Auf jeder Flügelseite ein breiter I-Stiel, Baldachinstreben durch zwei ebensolche I-Stiele, die an jeder Rumpfseite senkrecht angeordnet sind, ersetzt. Flügel gleichgroß, Unterflügel 3° V-förmig aufgebogen. Einstellwinkel 2½°. Holme aus Spruce, zeigen Hohlquerschnitt. Stiele aus Sperrholz aufgebaut. Flügel längs des Rumpfes zur Lastigkeitsregelung verschiebbar gelagert. Normale Rippen. Flügelschnitt Irvin Nr. 4. Rumpf zeigt viereckigen Querschnitt. Drei Sperrholzspanten. Holzdrahtgitterwerk. Rumpfvorderteil mit Blechverkleidung. Neuartiges Fahrgestell, besteht nur aus beiderseits einer breiten, schräg nach außen gestellten Strebe, die unten in einem Ausschnitt Achse und Federung birgt und oben am Rumpf an drei Punkten befestigt ist. Normales Leitwerk. Querruder nur im Unterflügel. Knüppelsteuerung. Flugerprobt.

Motor: Zweizylinder (luftgekühlt)	15	PS
Spannweite (Oberflügel)	6,05	m
Spannweite (Unterflügel)	5,80	m
Flügeltiefe	0,94	m
Flügelabstand	0,86—0,98	m
Höhe	1,80	m
Länge	4,20	m
Einstellwinkel beider Flügel	2,50	m
Oberflügel	5,3	m²
Unterflügel	4,5	m²
Tragfläche	9,8	m²
Höhenflosse	0,85	m²
Höhenruder	0,75	m²
Kielflosse	0,15	m²
Seitenruder	0,45	m²
Leergewicht	110	kg
Brennstoffe	7,5	kg
Insasse	65	kg
Fluggewicht	rd. 185	kg
Flächenbelastung	19	kg/m²
Leistungsbelastung (15 PS)	12,4	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit	90	km/h
Kleinstgeschwindigkeit	50	km/h
Steighöhe in der ersten Minute	100	m
Steighöhe in 15 min	760	m
Anlauf	50	m
Auslauf	35	m
Gleitwinkel	1/7.	

W. **22/40. 27**

Flugzeugbeschreibung. Mexikanischer Sonora-Militäreindecker. — Aviation, Bd. 12, Nr. 25, 19. Juni 1922, S. 726 (⅓ Sp., o. Abb.).

Konstruktion der mexikanischen Militärflugzeugfabrik. Zweisitziger Militäreindecker mit freitragendem Flügel, ähnelt den

Junkers-Eindeckern der Kriegszeit, nur ist das ganze Flugzeug mit Ausnahme der Beschläge und der Stoffbespannung aus Holz aufgebaut. Eindecker bereits flugerprobt.

Motor Le Rhône	110	PS
Spannweite	10,0	m
Länge über alles	6,75	m
Größte Höhe	2,35	m
Tragfläche	16,5	m²
Leergewicht	500	kg
Nutzlast	200	kg
Fluggewicht	700	kg
Flächenbelastung	42,5	kg/m²
Leistungsbelastung	6,35	kg/PS
Flugdauer	3	h
Höchstgeschwindigkeit	160	km/h
Kleinstgeschwindigkeit	65	km/h
Steigzeit auf 1 km Höhe	5	min
Steigzeit auf 2 km Höhe	12	min
Steigzeit auf 4 km Höhe	30	min.

W. **22/40. 29.**

Literatur. Neue Berichte des englischen Forschungsausschusses für Luftfahrt. — Flight, Bd. 14, Nr. 30, 27. Juli 1922, S. 432 (½ Sp., o. Abb.).

Nr. 728. Untersuchung der aerodynamischen Eigenschaften von Querrudern. Teil IV. Einfluß des Wendens auf den Querruderausgleich bei überstehenden Entlastungsecken (An Investigation of the Aerodynamic Properties of Wing Ailerons. Part IV: The Effect of Yaw on Balance of Ailerons of the »Horn« Type). H. B. Irving und A. B. Batson. Mit Bemerkung über Querruder mit überstehenden Entlastungsecken von G. T. R. Hill. Sept. 1920.

Nr. 752. Einige Anwendungen der »Tragflügeltheorie« (Some Applications of the Vortex Theory of Aerofoils). H. Glauert. Mai 1921.

Nr. 757. Einfluß der Belastungsgeschwindigkeit auf die scheinbare Festigkeit von baumwollenen Ballonstoffen (The Effect of Loading Rate on the Apparent Strength of Cotton Balloon Fabric). G. Baw. Dez. 1920.

Nr. 758. Bericht über die Zähigkeit von Azetylzellulose-Lösungen (Report on the Viscosity of Acetyl Cellulose Solutions). C. Visser. Aug. 1920.

Nr. 763. Auftrieb und Widerstand des B. E. 2 E-Doppeldeckers mit R. A. F. 19-Flügeln; Vergleich von Flugmessungen und Windkanalergebnissen (Lift and Drag of B. E. 2 E with R. A. F. 19 Wings; Comparison of Full Scale and Model Results). H. M. Garner und F. B. Bradfield. Aug. 1921. W. **22/42. 11.**

Nr. 746. Physikalische Eigenschaften von locklösenden Mischungen von Guy Barr und L. L. Bircumshaw. Bericht des englischen Forschungsausschusses für Luftfahrt. Jan. 1921. W. **22/40. 30.**

Nr. 249. Atmosphärische Trübung (Atmospheric Pollution). 249. Bericht des englischen Luftfahrt-Beirates (Advisory Committee for Aeronautics). Meteorologische Abteilung des Luftfahrtministeriums. W. **22/40. 31.**

Nr. 756. Höhenflossenbeanspruchung beim Abfangen aus dem senkrechten Sturzflug mit Beharrungsgeschwindigkeit (Tail Loads in Recovering from a Vertical Dive at Terminal Velocity) von John Case und S. B. Gates. April 1921.

Nr. 762. Auftrieb und Widerstand eines B. E. 2 E-Doppeldeckers mit R. A. F. 14-Flügeln (Lift and Drag of B. E. 2 E. with R. A. F. 14 Wings.). Aerodynamische Abteilung der Kgl. Flugzeug-Werke. Okt. 1921.

Nr. 767. Berechnung der Kenngrößen zugespitzter Flügel (The Calculation of the Characterics of Tapered Wings). H. Glauert. Mai 1921.

Nr. 770. Widerstandskurve von B. E. 2e-Flügeln mit R. A. F. 14-Profil nach Flugmessungen (The Drag Curve of R. A. F. 14 B. E. 2e Wings Obtained by Full-Scale Experiments). Aerodynamische Abteilung der Kgl. Flugzeug-Werke. Okt. 1921.

Nr. 776. Lastvielfache für Zivil-Flugzeuge. Bericht des Unterausschusses für Lastvielfache (Load Factors for Commercial Heavierthan Air-Craft, Report of the Load Factor Sub-Committee). Jan. 1922.

Nr. 777. Ein gerichteter Heizdraht-Windmesser (A Directional Hot-Wire Anemometer). A. Bailey, Jan. 1922.

Bericht des Forschungsausschusses für Luftfahrt für das Jahr 1921—22 (Report of the Aeronautical Research Committee for the Year 1921—22). W. **22/40. 32.**

Literatur. Neue englische Flugnormen der englischen Normenvereinigung (British Engineering Standards Association). — Flight, Bd. 14, Nr. 18, 4. Mai 1922, S. 264 (10 Zl., o. Abb.).

3 W. 2: Biegsame Stahldrahtkabel (Flexible Steel Wire Ropes.).
D. 33: Lack- und Farbenentfernung (Dope and Varnish Removers.).
2 D. 103: Vorschriftsmäßige Lacküberzüge und Farbenanstriche (Air Ministry Nitro Dope Coverings and Identification Colours).
2 L. 4: Harte Aluminiumbleche (Hard Aluminium Sheets).
2 L. 16: Halbharte Aluminiumbleche (Half-Hard Aluminium Sheets).
2 L. 17: Weiche Aluminiumbleche (Soft Aluminium Sheets).
L. 25: Schmiedbare Aluminiumleichtlegierung (»Y«-Legierung), Stangen (Wrought Light Aluminium Alloy Bar).
L. 26: Schmiedbare Aluminiumleichtlegierung (»Y«-Legierung), Bleche (Wrought Light Aluminium Alloy Sheets). W. **22/40. 33.**

Literatur. Neuveröffentlichungen des Auslandes. — Flight, Bd. 14, Nr. 26, 29. Juni 1922, S. 378 (¼ Sp., o. Abb.).

Baustoffnormung und Baufestigkeit von chemischen Feuerlöschgeräten (British Standard Specification for Materials and Constructional Strength of Chemical Fire Extinguishers). Nr. 138 der englischen Normenvereinigung.

Der Mechanismus des natürlichen Fluges (Le Mécanisme du Vol Naturel). Veröffentlichung der belgischen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Ministerium der Nationalen Verteidigung, Brüssel. W. **22/40. 34.**

Materialkunde. Wärmeausdehnung von Aluminium und Stahl. — Nach Wilmer H. Sonder und Peter Hidnert, Scient. Pap. Bur. of Stand., Bd. 17, 1922, S. 497/519, berichtet von A. Schulze, Zeitschrift für Metallkunde, Bd. 14, Nr. 9, Sept. 1922, S. 373 (½ Sp. und Abb.).

1. Wärmeausdehnung von Stahl. Zwei Stahlproben mit 13 vH C ergaben folgende Ausdehnungsbeiwerte:
zwischen Zimmertemperatur und 100° C
$9{,}6 \times 10^{-6}$ und $10{,}3 \times 10^{-6}$,
zwischen Zimmertemperatur und 600° C
$11{,}2 \times 10^{-6}$ und $12{,}1 \times 10^{-6}$.

2. Wärmeausdehnung von Aluminium mit nur 0,25 vH Verunreinigung. Zwei Proben ergaben folgende Ausdehnungsbeiwerte:
zwischen Zimmertemperatur und 100° C
$23{,}7$ und $23{,}8 \times 10^{-6}$,
zwischen Zimmertemperatur und 300° C
$25{,}6$ und $25{,}7 \times 10^{-6}$,
zwischen Zimmertemperatur und 600° C
$29{,}3$ und $29{,}5 \times 10^{-6}$.
(Erfahrungsformel für die Ausdehnung von Aluminium.) W. **22/40. 35.**

Materialkunde. Amerikanischer Normvorschlag für den Luftfahrzeugbau. — Aviation, Bd. 12, Nr. 21, 22. Mai 1922, S. 596/598 (6 Sp., 7 Skizz.).

Verzinnte Stahldrähte.

Normalmaße (Durchm. in mm): 1,6, 2, 2,6, 3,2. Dazu als Ösenbefestigung Drahtspiralen von acht Windungen jeweils aus gleichem Material.

Nicht biegsame Drahtseile.

Litzendraht von hoher Festigkeit mit folgenden Durchmessern (mm): 2, 2,8, 3,2, 4, 4,8, 5,6, 6,4, 8, 9,5.

Besonders biegsame Steuerkabel.

Durchm. in mm: 3,2, 4, 5,6.

Profildrähte.

Es bezeichnen:
A = Länge, B = Breite, R = und r = Abrundungsradien, F = Fläche — des Profilquerschnitts.

Amerikanische Profildraht-Normen.

A_{mm}	B_{mm}	R_{mm}	r_{mm}	F_{mm^2}
5,0	1,2	7,5	0,3	4,5
6,5	1,6	10,0	0,3	8,0
7,6	1,9	11,5	0,4	11,0
9,0	2,2	13,0	0,5	15,0
10,3	2,5	15,5	0,5	20,0
11,5	2,8	17,0	0,6	24,0
13,8	3,4	20,5	0,7	36,0
16,2	4,0	24,0	0,9	50,0
18,6	4,6	28,0	1,0	66,0



Für die Profildrähte sind passende Endverbindungen gleicher Festigkeit zu normen. Weiter wird zur Vereinheitlichung der Spannschlösser, Schäkel und Beschläge auf die Arbeiten der Society of Automotive Engineers (S. A. E.) hingewiesen. Dort ist auch mit der Normung der Bolzen und Muttern begonnen. Bolzenmaterial: legierter Stahl. Mutternmaterial: Kohlenstoffstahl. Wr. **22/42. 18.**

Materialkunde. Neue Aluminiumlegierungen hoher Festigkeit. — 11. Bericht des Alloys Research Committee, Britisch Institute of Mechanical Engineers über Versuche der englischen Physikalischen Reichs-Anstalt (N. P. L.), wiedergegeben in der Zeitschrift für Metallkunde, Bd. 14, Nr. 9, Sept. 1922, S. 371/373 (3 Sp., 5 Zahltaf.). W. **22/42. 14.**

Motorbau. Jahresbericht 1921/22 des englischen Forschungsausschusses für Luftfahrt (Report of the Aeronautical Research Committee for the Year 1921/22). — Flight, Bd. 14, Nr. 30, 27. Juli 1922, S. 423/424 (2½ Sp. und Abb.).

Verpuffungs-Studien: Untersuchung über das Hervorrufen und über den Einfluß der Durchwirbelung auf die Verpuffung von Wasserstoff-Luftgemischen, jetzt ausgedehnt auf andere gasförmige und flüssige Brennstoffe. Forschung über die Verwendung einer Reihe von Brennstoffen unter wechselnden Bedingungen. Das Luftfahrministerium hat ein umfangreiches Forschungsprogramm aufgestellt, das z. T. von den Kgl. Flugzeug-Werken und z. T. von der Ricardo-Gesellschaft ausgeführt werden soll; Möglichkeiten, größere Wirtschaftlichkeit zu erzielen: Verwendbarkeit von Brennstoffen in Triebwerken mit Vorverdichtern; Möglichkeiten des Gebrauchs von anderen Gasen als Wasserstoff zur Steigerung der Zündgeschwindigkeit. Einzelne Motorenuntersuchungen sollen von den Hochschulen ausgeführt werden. Versuche mit Schwerölmotoren nach dem Dieselprinzip lassen derartige Motoren im Hinblick auf ihr Gewicht nicht als aussichtsreich erscheinen.

Die Anwendung von geschichteten Ladungen in Motoren nach Ricardo verspricht Brennstoffersparnis und soll noch weiter erforscht werden. Versuche mit Wasserstoffzusatz sollen nicht fortgesetzt werden, da der Luftschiffbau vorläufig nicht weiter verfolgt wird; Ricardo wird diese Untersuchungen auf eigene Kosten fortführen.

Hinsichtlich der Brandgefahr nach Bruch ist man der Ansicht, daß der Übelstand vornehmlich an den heißen Auspuffrohren liegt, die beim Sturz brennbare Körper, die mit ihnen in Berührung kommen, entzünden. Abhilfe durch getrennte Auspuffrohre für jeden Zylinder, Auspuffrohre ohne scharfe Krümmung, Kühlung der Auspuffgase, bevor sie in den gemeinsamen Auspuff treten, Herabminderung der Auspuffgastemperatur von 550 bis 650° C auf 350 bis 380° C. Versuche über die Zündtemperatur verschiedener Stoffe, die mit heißen Auspuffrohren in Berührung kommen, bei den Kgl. Flugzeug-Werken durchgeführt. Benzin entzündet sich an heißen Auspuffgasen nicht, dagegen neigen andere Stoffe, besonders Schmieröl, Stoff u. a. m. bei verhältnismäßig niedriger Temperatur zur Entzündung. Für Mehrmotorenflugzeuge werden vereinfachte Brennstoffanlagen ausgearbeitet. In fast allen Entwürfen von Mehrmotorenflugzeugen liegen Zündkabel und Brennstoffleitungen nahe beieinander, was im Interesse der Brandsicherheit unerwünscht ist. W. **22/40. 36.**

Segelflug. Studien über den Segelflug (Études expérimentales sur le vol à voile). — P. Idrac, L'Aérophile, Bd. 30, Nr. 12, 1.—15. Jan. 1922, S. 4/9 (5 S. o. Abb.); Nr. 3/4, 1.—15. Febr. 1922, S. 35/44 (9 S., 14 Skizz., 3 Schaub., 2 Lichtb.); Nr. 5/6, 1.—15. März 1922, S. 67/75 (9 S., 3 Skizz., 11 Schaub.).

I. Geschichtliches. Beschreibung des Segelfluges. Verschiedene Theorien.

Wiedergabe einiger Betrachtungen von Mouillard an segelnden afrikanischen Geiern. Arbeit von Hankin über Flugbahnen der segelnden Vögel.

Unter den verschiedenen Theorien des Segelfluges gibt es eine Gruppe, die mechanisch annehmbar sich auf die innere Energie des Vogels stützt, während die andere Gruppe die Ausnutzung von Luftströmungen behandelt. Nach der letzteren unterscheidet man vier verschiedene Erklärungen des Segelfluges. Segelflug ist möglich:

1. durch Ausnutzen von Windgeschwindigkeitsschwankungen. Im pulsierenden Wind nimmt der Vogel während der Windschwellung Energie durch entsprechende Einstellung der Flügel auf, erzielt dadurch Höhengewinn und setzt diesen in der Flaute in Geschwindigkeit um;
2. in übereinandergelagerten dünnen Luftschichten mit großen Luftgeschwindigkeitsunterschieden.
   Energiegewinn wie unter 1., doch ist dort die Windschwankung in Abhängigkeit von der Zeit gegeben, während sie hier vom Orte abhängt;
3. in Luftströmen mit wagerechten Richtungsschwankungen;
4. in Luftströmungen mit senkrecht nach oben gerichtetem Geschwindigkeitsanteil (Aufwind):
   a) aufsteigende Luft an Strömungshindernissen (Hangwind),
   b) aufsteigende Luft infolge Erwärmung durch Erdboden (thermischer Aufwind).

II. Praktische Verfahren zum Studium des Segelfluges.

Statische und dynamische Energiequellen. Zur ersten Art gehören die Veränderung der Temperatur und des Luftdrucks, zur zweiten die Unregelmäßigkeiten in der Geschwindigkeit des Windes, seine Richtungsänderung und die senkrechte Geschwindigkeitskomponente. Drachenversuche in der Nähe segelnder Vögel führten die Untersuchung der statischen Energie auf Temperatur und Druckmessung.

a) Statische Energie.

1. Temperaturmessung durch Anbringung eines Platindrahtes im Drachen, der als mit der Temperatur veränderlicher Widerstand im Stromkreis einer Wheatstoneschen Brücke liegt.

2. Druckmessung ebenfalls als Widerstandsmessung. Leitend verbundene Röhren sind mit verdünnter Kupfersulfatlösung gefüllt und stehen mit einem Ende mit einer luftgefüllten Flasche in Verbindung, das andere Ende steht mit der freien Luft in Verbindung. Bei einer Änderung des äußeren Druckes ändert sich mit der Verschiebung des Flüssigkeitsspiegels der Meßwiderstand.

b) Dynamische Energie.

1. Unregelmäßigkeiten in der Windgeschwindigkeit. Übereinstimmend zeigen frühere Drachenversuche, daß die Zugkraft im Befestigungsseil nahezu dem Quadrat der Windgeschwindigkeit verhältig ist. Zur Ermittlung der letzteren, also Messung der Spannkraft mittels Federdynamometer, bei dem die Verlängerung der Feder fortlaufend in Polarkoordinaten festgehalten wird.

2. Windrichtungsschwankungen. Anpeilen des Drachens mit einem Gerät, dessen Schreibstift die Richtungsschwankung im Polarkoordinatenschaubilde aufzeichnet.

3. Senkrechte Windgeschwindigkeit.

A) Messung am Versuchsballon mit Wasserstoffüllung mit Vorteil anzuwenden, wenn diese Geschwindigkeit unter 4 m/s liegt. Zur Berechnung dient die Formel:

$$h = (v + v_0) \cdot (t_2 - t_1),$$

in der h die Steighöhe während des Zeitraumes $t_2 - t_1$, v_0 die Steiggeschwindigkeit infolge des statischen Auftriebes des Ballons, v die Steiggeschwindigkeit infolge Aufwind bedeuten. Ausführliche Besprechung der störenden Einflüsse und Fehlerquellen.

B) Messungen an Wimpeln. Bei diesem Verfahren, geeignet für Geschwindigkeiten über 4 m/s, doch nur bis etwa 300 m Höhe anwendbar, werden Seidenfäden am Drachenseil befestigt. Mit einem Abweichungswinkel, der von der Beschaffenheit des Fadens und von der Luftgeschwindigkeit abhängt und im Windkanal bestimmt wird, stellt sich dieser in die Strömungsrichtung ein. Neben dieser trigonometrischen Ermittlung der Richtung erfolgt die Messung der Geschwindigkeitsgröße durch Dynamometer.

III. Versuchsergebnisse. Unmittelbare und mittelbare Ursache des Segelfluges.

Segelnde Möven beachtete man an den Küsten, wo sie im Aufwind der steilen Kreidefelsen und hinter fahrenden Schiffen gleichfalls im aufsteigenden Strom der verdrängten Luftmassen Kreise beschrieben. In den französischen Kolonien traf man segelnde Milane und Geier ebenfalls im örtlichen Aufwind, oder sie verblieben in den wandernden aufsteigenden Luftströmen dadurch, daß sie Kreisbahnen beschreiben. Diese Beobachtung bot sich oft bei schwachem Wind, während man die Unregelmäßigkeiten in der Windströmung in keinen Zusammenhang mit dem Segelflug bringen konnte. In den durch Wärmewirkung hervorgerufenen Luftströmungen wurden im absteigenden Ast um 0,9° C (im Mittel) tiefere Temperaturen gemessen; diese Energiequelle wird von den afrikanischen Seglern vorwiegend ausgenutzt.

Durch zahlreiche Messungen an segelnden Vögeln stellte man ihre aerodynamischen Eigenschaften fest und erhielt folgende Ergebnisse:

Vogelart	Wagerechte Geschwindigkeit gegen Luft V m/s	Fallgeschwindigkeit gegen Luft v m/s	Gleitwinkel ε	Auftriebsbeiwert c_a	Widerstandsbeiwert c_w
Milane	7,0	0,43	1/16	1,12	0,07
Perchoptère moine	8,1	0,50	1/16	1,28	0,08
Pseudogyps africanus	9,2	0,55	1/17	1,76	0,11
Gyps falons	10,5	0,68	1/15,5	1,42	0,09

Hier zeigt sich also bei hohem Auftriebswert ein kleiner Gleitwinkel im Gegensatz zu den Modellversuchen, wo diese bei niederen c_a-Werten auftritt. Wr. **22/41. 16.**

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Berlin W 35, Blumeshof 17 pt. Telephon: Lützow 6508.

Postscheckkonto: Berlin 228 44.

1. Der nächste **Sprechabend der WGL** findet am 15. Dezember, 7^{30} nachm. statt:

a) »Der dynamische Segelflug«, vorgetragen von Prof. Krell.

b) »Aerodynamische Versuche an Luftschiffen und Typ eines neuen Verkehrsluftschiffes«, vorgetragen von Dipl.-Ing. Naatz.

2. Die im Verlag von Richard Carl Schmidt & Co. erschienenen Bände des **„Handbuches für Flugzeugkunde"** sind für die Mitglieder der WGL beim Bezuge durch unsere Geschäftsstelle mit 15% Rabatt erhältlich. Da die Preise jedoch nicht feststehen, bitten wir, bei Bestellung vorher anzufragen.

3. Verschiedene Postnachnahmen für die **Umlage für 1922** sind uneingelöst oder wegen Adressenwechsels nicht eingelöst worden. Wir bitten diejenigen Mitglieder, die ihre Umlage für das laufende Jahr noch nicht bezahlt haben, dieses umgehend zu tun.

4. Wer von unseren Mitgliedern noch eine **Einbanddecke** für die Beihefte 1 bis 5 zu bestellen beabsichtigt, wird gebeten, dies unserer Geschäftsstelle mitzuteilen.

5. Infolge der **enormen Portounkosten** teilen wir unseren Mitgliedern mit, daß in Zukunft auf Anfragen nur eine Antwort erfolgen kann, wenn das Rückporto beigefügt ist.

6. **Neuaufnahmen:**

Ordentliche Mitglieder:

Paul J. Hall, Luftfahrzeug-Ingenieur, Amsterdam, Laanweg 35.

cand. ing. Edmund Pfister, Berlin-Pankow, Mendelstr. 51 I.

Artur Martens, Hannover, Brühl 6.

Albert Botsch, Darmstadt, Pankratiusstr. 15.

Hermann Moll, Dinoswerft, Warnemünde.

Dr. med. dent. Martin Sultan, Berlin-Schöneberg, Innsbruckerstr. 54.

Paul Scheffels, Geschäftsführer der Dt. Flugtechnischen Vereinigung, Buenos-Aires.

Dr.-Ing. Karl Gürtler, München, Georgenstr. 51.

Franz Kaestner, Buchholz-Friedewald bei Dresden, Moltkestr. 72.

Außerordentliche Mitglieder:

Ostpreußischer Verein für Luftfahrt, Königsberg i. Pr., Mitteltragheim 23.

7. **Adressenänderungen:**

Konsul H. M. Fremery, Stuttgart, Reinsburgstr. 39.

Frhr. von Lentz, Berlin W 35, Potsdamer Privatstr. 121c.

Dipl.-Ing. J. Spiegel, Charlottenburg, Fredericiastr. 32.

Walter Scherz, Friedrichshafen a. B., Seestr. 75.

von Scheve, Reichsklub der Deutschen Volkspartei, Berlin, Schadowstr. 7.

Prof. Huth, Groß-Köries bei Teupitz.

J. von Wulffen, Rittergut Wallbruch bei Machlin, Bez. Cöslin.

Dr. Galbas, Berlin-Köpenick, Grünauerstr. 33a.

F. C. Müller, Enkirch/Mosel, Kloningus-Mühle.

8. **Verstorben:**

Exzellenz von Hoeppner, Berlin.

Geh. Kommerzienrat Dr. von Wacker, Schachen bei Lindau.

Der Geschäftsführer:
Krupp.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt



Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G. m. b. H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

Dr.-Ing. e. h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

22. Heft | **München, 30. November 1922** | **13. Jahrgang**

INHALT:

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel bis auf weiteres zum Preise von M. 150.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien (Fr. 25.—), Dänemark (Kr. 10.—), Finland (Marka 40.—), Frankreich (Fr. 25.—), Groß-Britanien (sh. 8.—), Japan (Yen 4.—), Jugo-Slavien (Dinar 55.—), Italien (Lire 30.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 5.—), Norwegen (Kr. 10.—), Rumänien (Lei 115.—), Schweden (Kr. 8.—), Schweiz (Fr. 10.—), Spanien (Pes. 12.—), Tschechoslovakische Republik (Kr. 30.—), V. St. A. (Doll. 2.—).

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 10.— für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf M. 7.— für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand**, die **Anzeigen**- oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München.
Marconi International Code. — Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

22. Heft | 30. November 1922 | 13. Jahrgang

Hentzen, Gewinner des Preises des „Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

Der »Verband Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller« hatte für die Zeit vom 1. April bis 31. Oktober 1922 einen ungeteilten Preis von M. 100000.— ausgeschrieben unter folgenden Bedingungen:

»Nach dem Verlassen des Bodens oder des Wassers usw. muß das bemannte Flugzeug nach einem ununterbrochenen Fluge von mindestens 40 min die Abflugstelle gegen den Wind zwischen zwei Marken, die 100 m voneinander entfernt quer zum Wind rittlings der Abflugstelle angebracht sind, überfliegen und ohne Zwischenlandung anschließend einen Flug von mindestens 5 km Luftlinie ausführen.

Derjenige Wettbewerber erhält den Preis, dessen Flug insgesamt am längsten dauert.«

Das von der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt« gemäß der Ausschreibung gewählte Preisgericht, bestehend aus den Herren:

Oberstlt. Wagenführ (Stellvertr. Vors. d. WGL) — Ing. Offermann
Dr.-Ing. Hoff — Dr.-Ing. Rumpler
Direktor Kasinger — Hptm. Student
Hptm. a. D. Krupp (Geschäftsführer d. WGL) — Major a. D. v. Tschudi

hat in einer Sitzung am 13. Oktober entschieden, daß Herrn Professor Pröll als Vertreter und Leiter der Flugwissenschaftlichen Gruppe des Hannoverschen Vereins für Flugwesen (Forschungsinstitut für Flugwesen der Technischen Hochschule Hannover) der Preis von M. 100000.— für den Flug des Herrn cand. ing. Hentzen am 19. August 1922 in dem Flugzeug »Vampyr« zugesprochen ist.

Durch diese Entscheidung wird gleichzeitig Herrn Hentzen der Zusatzpreis der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt« für den Führer des Flugzeuges in Höhe von M. 20000.— zugesprochen.

Ein Beitrag zur Entwicklungsgeschichte des Hubschraubers.

Von Karl Balaban.

(Fortsetzung von Seite 303.)

Um aber auch andere Möglichkeiten zu studieren, entwarf Prof. Th. v. Karman mit Fähnrich Ing. Zurowetz gemeinsam das in Abb. 12 skizzierte Projekt, bei welchem gleichfalls unsere prinzipielle Anordnung des Turmes für den Beobachter vorkommt; es sind jedoch die vier Hubschrauben in einer Linie angeordnet und auch Ausschuß nach unten möglich, also nicht in jeder Richtung, da die Fesselung an drei Punkten vorgesehen war.

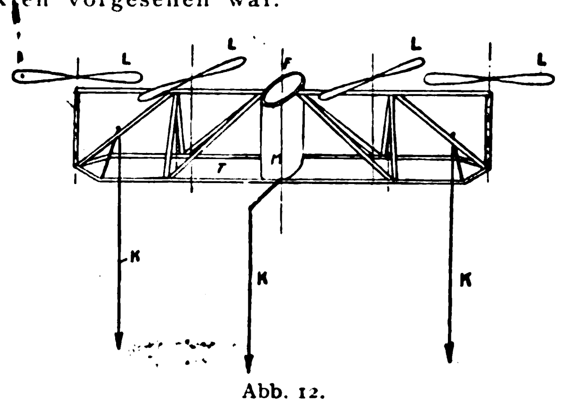


Abb. 12.

Die Propelleranordnung bedingte nämlich diese Art der Fesselung. Die vier Luftschrauben, deren Achsen in einer Ebene liegen, konnten nur in bezug auf die, zu ihnen senkrechte Ebene durch die Apparatmitte, Stabilität bieten, und es war auch sofort klar erkannt, daß diese Dreipunktfesselung eine ganz bedeutende Komplizierung bedeutete. Nur gab es eben damals neben der von uns geschaffenen Anordnung keine zweite gleichwertige und so wurde dieses Projekt weiter verfolgt.

Es wurde ein kleiner Preßluftmotor und damit ein Modell des Hubschraubers gebaut, das an drei Stellen gefesselt sich erhob. Auf Grund dessen wurde auch die Ausführung im großen in Aussicht genommen. Nach meiner Ansicht konnte dieser Versuch aber keine Aufklärung für die Verhältnisse im großen bieten. Vor allem waren die Gewichtsverhältnisse des Apparates, die Motorleistung und die Gewichts- und Leistungsverhältnisse der vier Propeller der Ausführung im großen nicht entsprechend und auch kaum zu verwirklichen. Es können Modellversuche hier wohl schwerlich ein richtiges Bild geben und man ist leider auf die Ergebnisse der Erprobung des Hubschraubers in natura angewiesen.

Damals tauchte auch eine andere Frage auf. Für den Bau zweier Apparate fehlte ein Motor, da ja nur ein einziger Elektromotor gebaut wurde und für unseren Entwurf daher kein Antrieb vorhanden gewesen wäre. Wie schon früher erwähnt, ergaben unsere Berechnungen, daß der Elektromotor durchaus nicht dem Flugmotor überlegen war, wenn in sein Gewicht auch das des Stromzuführungskabels einbezogen wird. Auch ist der Anteil des Winddruckes hier bedeutend größer, als wenn nur ein dünnes Stahlseil, das nur zur Fesselung und zum Einholen ausreicht, vorzusehen ist. Die vier für unser Projekt erprobten Luftschrauben erlaubten es ohne weiteres, als Antriebsmotor den normalen Sechszylinder-Flugzeugmotor der Österr. Industriewerke Warchalowsky, Eisler & Co., bekannt als Hieromotor Bauart 34000, mit einer Bremsleistung von 250 PS bei 1400 Umdr./min einzubauen, ev. mit Antrieb von beiden Seiten, was die Anordnung der Getriebe zu den vier Luftschrauben noch besonders erleichtert hätte.

Infolgedessen wurde auch von uns nur mehr mit dem Explosionsmotor gerechnet, der ein Gewicht von 335 kg hatte.

Die Arbeiten erlitten nun eine Unterbrechung dadurch, daß Verfasser dieses zu der Ungarischen Flugzeugwerke A.-G. (»Ufag«) übertrat, wo ein ganz anderes Arbeitsgebiet nur sehr wenig freie Zeit ließ, um die Beschäftigung mit dem Hubschrauber fortzusetzen.

Unterdessen wurden die beiden Projekte Prof. v. Karmans, über die er ja kurz im schon erwähnten Aufsatz im Heft 24, Jahrg. 1921, berichtet hat, weiterverfolgt. Bei beiden Bauarten ist der Schwerpunkt über der Aufhängeebene und wie dort schon ausgeführt, nur dann Stabilität erreichbar, wenn durch genügenden Auftriebsüberschuß die Fesselseile gespannt bleiben.

Einen Apparat nach Abb. 11 ließ v. Asboth, als er später Direktor der Ung. Luftschraubenfabrik in Budapest war, auf eigene Rechnung bauen, der aber durch einen Brand stark beschädigt wurde. — Das Lichtbild (Abb. 13) zeigt deutlich den Turm mit dem Drehring für das M. G.; die vier Ausleger für die Propeller sowie den Ring, um welchen sich der Aufhängebügel dreht. Unten ist der Umlaufmotor, darüber der Benzinbehälter eingebaut.

Bei allen bisher besprochenen Bauarten ist bei einem Motorschaden oder Luftschraubenbruch nur an eine Rettung des Fliegers durch den Fallschirm gedacht. Der kostspielige Hubschrauber stürzt unfehlbar ab und ist natürlich restlos verloren. Dieser Fall tritt auch dann ein, wenn der Schraubenzug nachläßt und das Fesselseil nicht gespannt ist; es war deshalb der Abstieg so gedacht, daß der ganze Apparat bei

voller Motorleistung von einer Seilwinde eingezogen wurde, bis er den Boden berührt.

Die Preisgabe des Apparates bei Havarien ist selbstverständlich ein äußerst rohes Mittel, um den Mann zu retten. Unser Bestreben ging jetzt in erster Linie dahin, eine Bauart ausfindig zu machen, die es gestattet, mit dem Hubschrauber langsam und nach Belieben zu landen und die Höhenlage beliebig zu ändern, ohne vom Seil eingezogen zu werden; die diesbezüglichen weiteren Arbeiten wurden gemeinsam mit dem

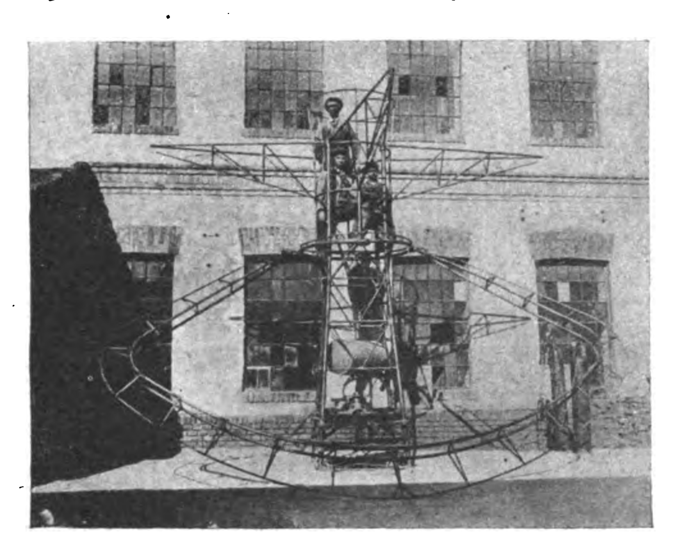


Abb. 13.

Vorstand des Konstruktionsbureaus der »Ufag«, Obering. Bloudek, geleistet, ohne noch vom Fliegerarsenal irgendwelche Unterstützung zu finden, das nur mehr die beiden Karmanschen Entwürfe förderte.

Wir versuchten zwar Auftrag und damit finanzielle Unterstützung zu erhalten, bekamen auf unsere Anfrage aber am 8. August 1917 vom Fliegerarsenal folgende »Richtlinien« für den Bau eines Schraubenfesselfliegers.

»Bauprogramm für ein Versuchsflugzeug. S. F. F.

1. Motorantrieb. Als Antriebsmotor wird ein 230 PS-Hieromotor bestimmt. (!) An Betriebsstoff ist ein Vorrat für 2 h mitzunehmen.

2. Fesselung. Das Fesselseil muß auf eine Bruchlast von 3500 kg dimensioniert werden. (!)

3. Nutzlast und Steighöhe. Als Nutzlast sind 180 kg mitzunehmen. Der Fesselflieger hat eine Höhe von 1200 m mit der vorgeschriebenen Nutzlast und dem vollen Benzinvorrat in der Weise zu erreichen, daß in dieser Höhe noch ein Überschuß an Hubkraft zur Sicherung einer ruhigen Lage vorhanden ist.

4. Getriebe. Das Getriebe muß derart gebaut werden, daß dasselbe einem Dauerlauf von 10 h unter voller Belastung unterworfen werden kann, ohne daß dabei irgendwelche Materialschäden oder unzulässige Erwärmung oder Abnutzung entsteht.

5. Bewaffnung. Als Bewaffnung ist ein Maschinengewehr mit 1000 Patronen mitzunehmen. Das Maschinengewehr ist am Drehring anzuordnen, und zwar so, daß der Anschluß möglichst nach allen Seiten frei ist.

6. Aussicht. Auf gute Aussicht ist besonderes Gewicht zu legen. Vom Gesichtsfeld darf durch die Konstruktion nur der Raum unmittelbar unterhalb des Schraubenfliegers weggenommen werden.

7. Stabilität. Der Schraubenflieger muß bei mäßiger Windstärke (etwa bis 15 m) sich soweit ruhig verhalten, daß ein ständiges Beobachten mit dem Fernrohr möglich ist.

8. Sicherheitsmaßnahmen. Es muß Vorsorge getroffen werden, daß der Beobachter im Falle eines Motorversagens sich durch einen Fallschirm retten kann. Es ist außerdem sehr erwünscht, daß die Sinkgeschwindigkeit bei völligem Versagen des Motors soweit vermindert wird, daß ein Zertrümmern des Fesselfliegers ausgeschlossen ist.«

Darauf antworteten wir ausführlich und begründeten unsere Ablehnung des Bauprogramms am 27. August 1917 folgendermaßen:

»Mangels jeglicher praktischer Erfahrungen und wegen der Unzuverlässigkeit aller theoretischen Erwägungen schlagen wir vor, für das Versuchsflugzeug zunächst nur die Bedingungen zu stellen, daß es

1. fliegt,
2. stabil ist,
3. Aussicht mindestens so gut wie ein Fesselballon gewährt.

Von allen anderen einschränkenden Bedingungen bitten wir Abstand zu nehmen, bis an dem ersten rasch und möglichst billig herzustellenden Apparat die nötigen Erfahrungen gesammelt werden. Durch alle Einschränkungen, die infolge der Vorschriften eintreten, wird die Arbeit komplizierter und der Erfolg zweifelhaft. Außerdem sind verschiedene Punkte speziell für den ersten »S.F.F.« nicht von Belang. Hieher gehört vor allem die Bewaffnung. Ebensowenig wie die Abwehr von Flugzeugen aus dem Fesselballon möglich ist, braucht man sie vom S.F.F. zu verlangen. Die Abwehr ist gleichzeitig nach oben und unten ja doch nicht möglich und daher nur ein sehr mangelhafter Schutz, wenn das Schießen nach oben auch durchführbar ist. Auch die Technik des Drachenflugzeuges hat sich nicht so entwickelt, daß man sofort auf seine Verwendung im Kriege gerechnet hatte, denn dann wäre sie sicherlich weit zurückgeblieben.

Die Wahl des Standmotors ist ebenso unpraktisch. Seine horizontal liegende Welle erfordert eine Reihe von Getrieben, die nicht nur unsicher, kraftraubend und teuer sind, sondern auch lange Zeit zur Herstellung erfordern. Ferner wird die ganze Anlage schwer und die tote Last sehr bedeutend. Die Vorschrift eines so starken Motors, 230 PS-Hiero, ist aber nicht für jedes Projekt maßgebend, da es ja auch möglich ist, mit viel geringerer Motorleistung zu fliegen, wenn nur die tote Last klein genug bleibt; für das erste Flugzeug genügt es auch, wenn der Brennstoffvorrat nur für 1 h reicht, um so mehr, als dadurch das Gesamtgewicht und die Ausmaße des S.F.F. sehr herabgedrückt werden; so ist es dann beispielsweise möglich, statt eines großen, schwer verladbaren Apparates zwei kleine mitzunehmen, wodurch man den bedeutenden Vorteil erreicht, im Falle des Defektes einer Maschine, eine zweite zur Verfügung zu haben. Ferner werden die Herstellungskosten bedeutend kleiner, ebenso die Betriebskosten; es können daher mehr solcher S.F.F. verwendet werden und die zum Transport nötigen Wagen u. dgl. sowie die Bedienungsmannschaften werden weit weniger zahlreich.

Alles dieses ist aber erreichbar durch die Wahl eines kleineren, als des vorgeschriebenen Motors, und zwar eines Umlaufmotors, wie weiter unten noch näher begründet wird.

Ebenso hat die Vorschrift der Bruchlast des Fesselseiles nur bedingten Wert. Dieses hängt vielmehr nur von dem maximal erreichbaren Auftrieb der besonderen Ausführung ab und es genügt, wenn das Seil entsprechende Festigkeit hat, um gegebenenfalls den S.F.F. unter Vollgas einziehen zu können. Man wird sich hier mit 1,5- bis 2facher Sicherheit vollständig zufrieden geben können, weil das Einziehen unter Vollgas überhaupt nur sehr selten geschehen wird und durch die Vergrößerung der Sicherheit der Querschnitt, damit aber auch das Gewicht und der Winddruck wächst, was wieder ein unproportionales Wachsen des nötigen Auftriebes im Gefolge hat. Die Wahl des Fesselseiles kann daher ruhig der jeweiligen Ausführung angepaßt und vollständig dem Konstrukteur überlassen werden.

Die Nutzlast fällt ohne Bewaffnung natürlich kleiner als 180 kg aus. Es genügt vielmehr für den ersten S.F.F.:

1 Beobachter	75 kg
Fernrohr, Funkereinbau usw. . . .	45 »
Nutzlast	120 kg

Was die Sicherheitsmaßnahmen anbelangt, so kann folgendes gesagt werden:

Wenn der S.F.F. die gleiche Sicherheit bietet wie das Drachenflugzeug, so genügt dieses, das heißt: Kann der Apparat bei einer Havarie im Gleitflug landen, so entspricht dieses allen Anforderungen, die man stellen kann. Die Rettung des Beobachters durch einen Fallschirm ist sogar insofern



unerwünscht, als er schon bei der Möglichkeit eines Absturzes den S.F.F. seinem Schicksal überläßt und sich durch den Fallschirm rettet. Es soll daher nur berücksichtigt werden, daß im Falle eines Motorversagens das Flugzeug möglichst sanft landet. Wird der Apparat durch Brandgeschoße entzündet, dann gibt es auch im Drachenflugzeug keine Rettung und für die erste Ausführung genügt wieder unbedingt die Möglichkeit eines gesicherten Gleitfluges.

Das Vorangeführte, kurz zusammengefaßt, läßt sich also sagen: Einem so neuem Problem gegenüber darf keinerlei Einschränkung erfolgen, sondern es muß dem Erfinder freies Spiel gelassen werden.

Wir erlauben uns nun, im nachstehenden ausführlich auf das Ergebnis aller unserer Überlegungen hinzuweisen und dabei den Entwicklungsgang selbst anzuführen.

Bekanntlich war das erste Projekt ein Schraubenflieger mit vier Hubschrauben rund um den Beobachterraum angeordnet. Die Möglichkeit, zu beobachten, war dabei leicht, der Raum abwärts konnte ohne weiteres eingesehen werden, da nur leichte Gerüste (Dreieckpyramiden) die Schrauben trugen (Abb. 13).

Diese Anordnung war für den Elektromotor gemacht. Das Schießen nach oben war kugelförmig frei, während es abwärts durch die Gerüste teilweise behindert war. Im Falle des Motorversagens fällt der Apparat unter dem Beobachter weg und dieser selbst rettet sich mittels Fallschirm. Das Drehmoment der Schrauben war dadurch aufgehoben, daß diese gegenläufig in je zwei Paaren angeordnet waren. Zur Stabilisierung mußten Stabilisierungsflächen vorgesehen werden, die bei Anordnung oberhalb der Schrauben das Schußfeld natürlich beschränkt hätten. Das Gesamtgewicht hätte annähernd 1200 bis 1400 kg betragen und etwa 300 PS Motorleistung vorausgesetzt.

Eine Möglichkeit, das Flugzeug selbst gegen den Absturz zu sichern oder wenigstens ein Zertrümmern zu verhindern, war hier nicht gegeben; außerdem war die Stabilisierung mit Stabilisierungsflächen durch nichts gewährleistet.

Wir gingen daher auf prinzipiell andere Lösungen über, wobei wir uns zunächst von folgenden Gedanken leiten ließen:

Das tote Gewicht setzt sich hauptsächlich zusammen aus dem Motorgewicht, Kühlergewicht, Benzinbehältergewicht samt Betriebsstoffen, sowie Getrieben und Wellen. Diese betragen:

230 PS-Hieromotor	335 kg
Kühler	30 »
Wasser im Motorkühler	37 »
	402 kg

Dazu kommen sodann die Getriebe, die bei dem quergestellten Motor (Antrieb von beiden Seiten) aus Kegelrädern bestehen und eine große Korbbreite erfordern. Mit dem Motorgewicht steigt aber auch das übrige Konstruktionsgewicht und es wächst damit die notwendige Hubkraft der Schrauben. Doch geht dieses nicht proportional und man kommt mit leichteren, schwächeren Motoren günstiger weg als mit starken aber schweren, besonders dann, wenn ihre Drehzahl kleiner, das Drehmoment also größer ist.

Aus dieser Überlegung folgt ganz logisch, daß besonders für Schraubenflieger der luftgekühlte Umlaufmotor der erfolgversprechendste ist. Tatsächlich wiegt auch der 100 PS Gnomemotor nur 120 kg, also bei Verwendung zweier Motoren von etwa 200 PS Leistung noch um 160 kg weniger als der Standmotor. Trotz des höheren Betriebsmittelsverbrauches ist er günstiger, da die Schrauben sogar direkt gekuppelt, doch nur mit 1200 Umdr./min laufen; es entfällt die Getriebereibung, und sein Einbau ist sehr leicht ausführbar. Dabei ist das Drehmoment wegen der kleinen Drehzahl groß und kommt dem weiterhin beschriebenen Zweck sehr zugute.

Ferner läßt sich das Problem der Stabilisierung dadurch lösen, daß bei tiefliegendem Schwerpunkt (Aufhängepunkt darüber) die Schrauben um ihre Achse rotieren und diese wieder um die vertikale Flugzeugachse. Diese Anordnung bietet verschiedene Vorteile, die an einem zweiten Projekt mit zwei Schrauben und zwei Tragflächen erklärt werden mögen (Abb. 14).

Um den zentral angeordneten Korb K sind symmetrisch gelagert zwei Schrauben $S\,1$ und $S\,2$, die jede durch einen Umlaufmotor unmittelbar angetrieben werden.

Jeder Schraube entspricht bei rd. 100 PS und 1200 Umdr./min ein Drehmoment von:

$$M_d = 716 \frac{100}{1200} = 60 \text{ mkg}.$$

Rotiert nur eine Schraube, also z. B. die Schraube $S\,1$, so will der ganze Apparat entgegen der Schraubenrichtung rotieren. Dieses kann vermieden werden, indem man die zweite Schraube $S\,2$ entgegengesetzt der ersteren umlaufen läßt.

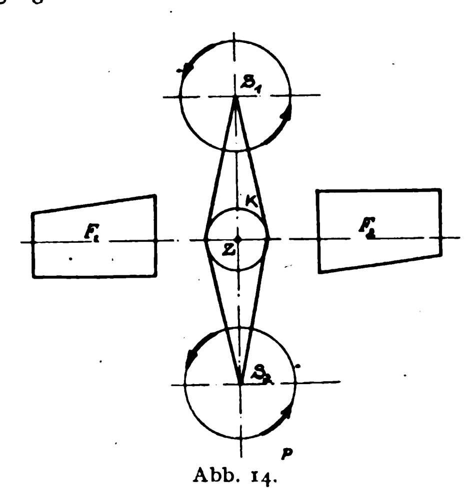


Abb. 14.

Nun haben wir aber folgendes vorgesehen: Es laufen beide Luftschrauben $S\,1$ und $S2$ gleichsinnig an, folglich bleibt ein beträchtliches Drehmoment nicht ausgeglichen, das bei etwa 2,5 m-Hebelarm einer Kraft von

$$P = \frac{60}{2{,}5} = 24 \text{ kg}$$

entspricht.

Wenn also in diesem Abstand eine Kraft von 24 kg nicht entgegenwirkt, so wird die Drehung fortwährend beschleunigt. Eine gleichförmige Rotation um den Korb ist aber sehr leicht erreichbar durch die beiden Tragflügel $F\,1$ und $F\,2$, die so dimensioniert werden, daß sie in 2,5 m Abstand vom Drehzentrum Z ihren Druckmittelpunkt haben und 24 kg Stirnwiderstand bieten.

Bei etwa 1 : 10 Verhältnis zwischen Auftrieb und Stirnwiderstand tragen dann die Flächen je 240 kg. Der erreichbare Auftrieb beträgt also:

2 Schrauben 2,80 m Durchm., 100 PS, je 430 kg	= 860 kg
2 Tragflächen je 240 kg	= 480 »
	1340 kg

Hier ist, wie ersichtlich, das sog. »schädliche« Drehmoment sehr nutzbringend ausgenutzt und somit die Stabilisierung infolge der Kreiselwirkung bei gleichzeitig tief liegendem Schwerpunkt erreicht. Der Korb ist frei drehbar und vom Seil gehalten. Entweder von zwei Seilen, welche weit genug auseinandergehen, um die Reibung der Säule, um welche die Schrauben und Flügel herumlaufen, aufzuhalten, oder mit einem kleinen Pedalbetrieb, den der Beobachter betätigt und mit welchem er seine Stellung jederzeit ändern kann.

Das eben gezeigte Prinzip hat also sehr große Vorteile. Schwierigkeiten bieten sich allerdings auch hier; so müssen die rotierenden Tragflügel je nach Bedarf im Anstellwinkel geändert werden können, um das Übergehen in den Gleitflug zu ermöglichen. Da der Stirnwiderstand der Tragflächen vorgeschrieben ist, tritt eine sehr hohe Flächenbelastung beim Gleitflug ein, was natürlich ein beträchtlicher Nachteil ist; auch ergeben sich ziemlich große Abmessungen des ganzen Flugzeuges (etwa 8 bis 9 m Durchm.) und eine sehr komplizierte Lagerung des Korbes im ganzen System der umlaufenden Schrauben und Tragflügel.

Der Ausschuß nach oben ist vollkommen frei, auch die Möglichkeit der Rettung durch den Fallschirm ist vorhanden. Wenn daher im Falle des Motorversagens der Mann sich selbst mit dem Fallschirm rettet, sinkt auch die Flächenbelastung ein wenig, da aber die Flügel dann niemand einstellt, stürzt der Apparat trotzdem ab.

Eine größere Gleitfähigkeit ist erreichbar durch die Anordnung einer Schraube und rotierender Tragflächen. Doch benimmt diese Ausführung die Möglichkeit des Ausschusses nach oben, ferner hat sie dieselben Fehler, wie die weiter vorn angeführte Konstruktion; der Schwerpunkt liegt zu hoch, sonst könnte man ohne weiteres den Sitz über der mittleren Schraube anbringen und frei nach oben schießen (Abb. 15).

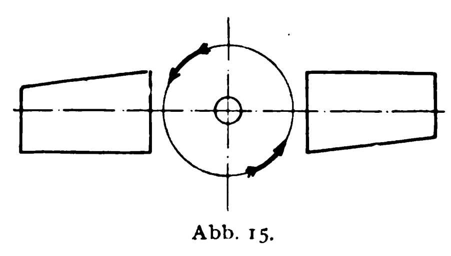


Abb. 15.

Von diesen Anordnungen bis zur Verwendung umlaufender Tragflügel ist nur mehr ein Schritt. Gedacht war dabei an die von Prof. Wellner schon vor langer Zeit vorgeschlagene Anordnung:

Tragflügel, deren Umlaufbewegung durch Marschschrauben herbeigeführt wird. Dieses Projekt ist besonders verlockend. Sehr großer Auftrieb wird mit größter Gleitfähigkeit bei sehr hoher Stabilität erreicht. Bei Verwendung kleinerer Motoren und einer Umfangsgeschwindigkeit von etwa 100 km/h des Druckmittelpunktes wären bei 100 PS Motorleistung rd. 200 kg Zug erreichbar, was bei einem Hebelarm von 2,5 m einem Drehmoment von 500 mkg entspricht.

Doch hat auch dieses Projekt viele Nachteile: Bei Anordnung des Beobachters über oder unter den rotierenden Tragflügel fehlt ihm der Ausblick nach unten oder nach oben, der Schwerpunkt liegt ziemlich hoch, die Korbaufhängung wird nicht gerade einfach, die Betätigung der mitrotierenden Motoren wird verwickelt. Bei Verwendung von Umlaufmotoren treten ferner infolge der Rotation um den Mittelpunkt des Schraubenfliegers ungünstig wirkende Kreiselerscheinungen auf; das fast gleiche gilt von den Luftschrauben, die weder besonders günstig arbeiten, noch günstig beansprucht werden, da ja ihre Blätter Zykloidenbahnen beschreiben.

Endlich wurde noch ein Projekt durchdacht, welches aus gegenläufigen, rotierenden Tragflügel besteht (Abb. 16).

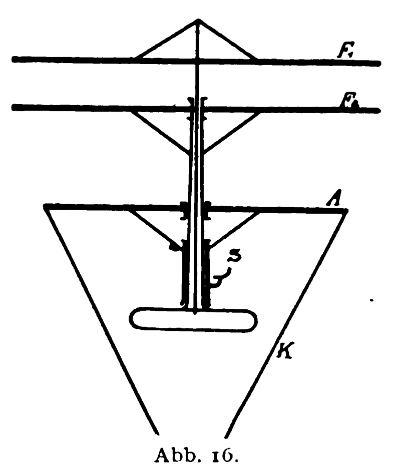


Abb. 16.

Ein tiefliegender Umlaufmotor ist mit einem Paare Tragflügel direkt gekuppelt, sein Gehäuse mit einem zweiten Paare darunter liegenden Tragflügel. Diese rotieren daher im entgegengesetzten Sinn mit einer etwa der halben Motordrehzahl entsprechenden Umlaufzahl. Um die äußere Welle herum gelagert ist der Sitz *S*, der an der Aufhängung befestigt ist. Diese besteht aus Auslegern *A*, welche die Seile *K* tragen. Die beiden Seile vereinigen sich dann in das Haltekabel *K*. Um die Mitnahme des Sitzes zu verhindern, die nur infolge der Reibung geschieht, ist er mittels Pedaltriebes drehbar und kann auf diese einfachste Art auch in jede beliebige Länge gebracht werden. Zur Erzielung des nötigen Drehmomentes wären hier Getriebe nötig, die schwer ausfallen. Die Verstellung der Tragflügel ist schwierig zu bewerkstelligen. Ferner beeinflussen sich die Tragflügel gegenseitig zu sehr, doch ist hier sehr tiefliegender Schwerpunkt erzielt.

Zur Ausführung schlagen wir nun folgendes vor:

Auf Grund von Versuchen mit freiliegenden Modellen sind wir zu der Erkenntnis gelangt, daß der Schraubenflieger auf ungemein einfache Art steuerbar ist. Zwei symmetrisch angeordnete, gegeneinander verdrehbare Leitflächen erlauben es, ihn zu steuern, so daß es eigentlich ganz zwecklos ist, das Flugzeug zu fesseln. Eine Triebschraube ist gar nicht nötig, und das Gewicht des Apparates sinkt um das Seilgewicht und die Vertikalkomponente des Winddruckes auf das Seil.

Die nachstehend beschriebene Ausführung kann aber natürlich sowohl gefesselt als auch freiliegend verwendet werden.

Der Umlaufmotor ist direkt gekuppelt mit einer Luftschraube von etwa 3 m Durchm. und gibt bei 1200 Umdr./min und 100 PS Leistung ein freies Drehmoment von:

$$M_d = 716{,}2 \frac{100}{1200} = 60 \text{ mkg}$$

Dieses würde die Rotation des Flugzeuges herbeiführen; wie schon oben beschrieben, werden Tragflügel auch hier verwendet. Da das Gesamtgewicht des Flugzeuges 500 kg nicht übersteigt, genügen bei 30 kg/m² Tragflächenbelastung rd. 15 m² Flächenausmaß. Eine unmittelbar gekuppelte Luftschraube zieht bei 100 PS als Standschraube mindestens 440 kg (erreichte Werte bei 100 PS-Mercedes-Marschluftschrauben), so daß für die Tragflügel nur mehr 60 kg Hubkraft erforderlich sind. Die Flügel haben so im Flug nur etwa 4 kg/m² Belastung, können daher mit sehr kleinem Anstellwinkel verwendet werden, geben dadurch geringen Stirnwiderstand und werden infolge der höheren Drehzahl die Stabilität sehr günstig beeinflussen.

Die Regelung des Motors geschieht in der Weise, daß bei Drosselung gleichzeitig der Anstellwinkel der Tragflügel geändert und das Flugzeug ganz automatisch in die Gleitstellung übergeführt wird. Außerdem kann durch Kontaktunterbrechung der Motor geregelt werden.

Der Sitz ist an einem als Untergestell ausgebildeten Dreifuß befestigt und mit den Leitflächen in Verbindung. Sind diese gegeneinander verdreht, so heben sie die Rotation des Sitzes ganz auf. Dazu genügt eine kleine Kraft, da nur die Reibung der Kugellager in der Aufhängungsstelle des Untergestells überwunden werden muß (Abb. 17).

Stellt man sie dagegen so, daß beide Flächen im gleichen Sinn angestellt sind, so fliegt der Schraubenflieger horizontal vorwärts. Die Verstellung dieser Leitflächen geschieht mit einer Art Knüppelsteuerung, auf der auch der Kontakt für die Zündung angebracht ist. Durch den tiefliegenden Sitz und Motoranordnung unter den Tragflügeln kommt der Schwerpunkt unter die Tragflügel, was zur Stabilisierung vollständig genügt, wie Modellversuche ergeben haben, da die Kreiselwirkung der umlaufenden Tragflügel großen Einfluß hat. Das Gestell hat unten drei vollständig frei bewegliche, sich selbst einstellende, gefederte Räder, welche die Landung auf jedem Boden (Dreieck) und bei beliebig gerichtetem Wind gestatten.

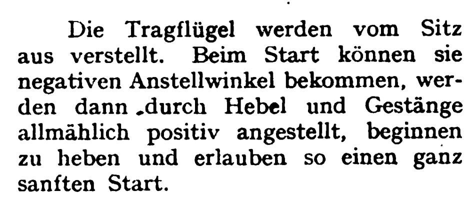
Der Benzinbehälter liegt über dem Motor, so daß das Benzin durch natürliches Gefälle dem Motor zufließt. Im Falle eines Brandes brennt das Benzin nach oben infolge des Abgleitens.

Die gesamte Konstruktion besteht aus Stahlrohren, so daß die Brandgefahr auf das kleinste Maß beschränkt ist. Nur die Tragflügel sind mit Stoff bespannt.

Der Start geht folgendermaßen vor sich:

Wenn der Motor anläuft, bleibt der Apparat noch auf dem Boden, weil der Propeller nur etwa 440 kg hebt. Die Tragflügel werden einstweilen gehalten, dann läßt man die Tragflügel aus, dadurch können sie beginnen, langsam zu rotieren, bis das Drehmoment ausgeglichen ist. Mit zunehmender Umfangsgeschwindigkeit — Vollgas geben — wächst der Auftrieb und das Flugzeug erhebt sich vom Boden, da jetzt nahezu 150 kg überschüssige Hubkraft frei wird, denn das Gesamtgewicht setzt sich aus folgenden Gewichten zusammen:





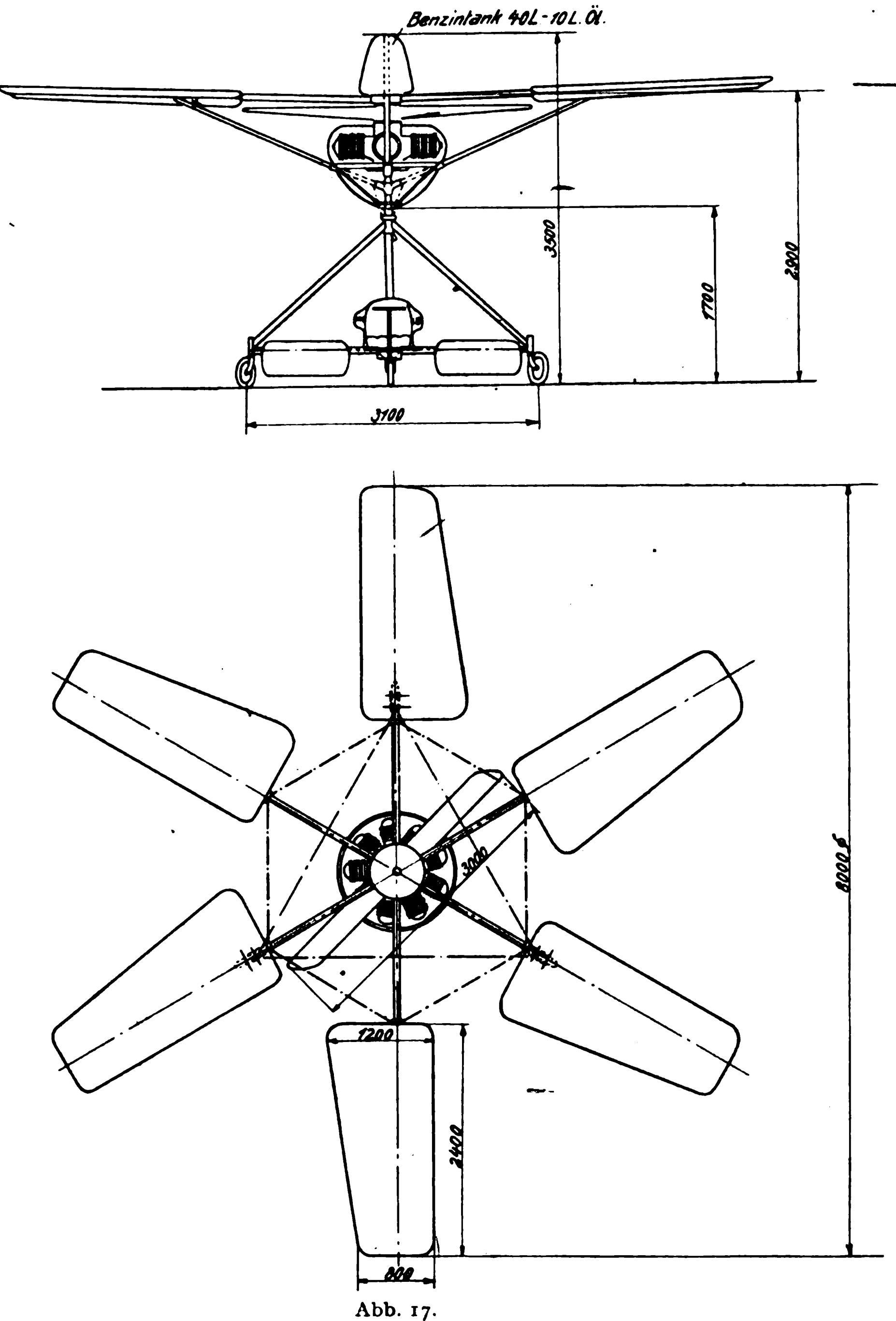


Abb. 17.

Die Tragflügel werden vom Sitz aus verstellt. Beim Start können sie negativen Anstellwinkel bekommen, werden dann durch Hebel und Gestänge allmählich positiv angestellt, beginnen zu heben und erlauben so einen ganz sanften Start.

Der Abstieg geschieht folgendermaßen:

Man drosselt den Motor und verstellt zugleich den Anstellwinkel auf negative Werte, so daß die Tragflügel durch die Abwärtsbewegung des Flugzeuges in Rotation verbleiben und ein regelrechter Gleitflug erzielt wird. Vor dem Landen braucht der Motor nicht neuerlich anzugehen, sondern man gibt den rotierenden Tragflügeln Anstellwinkel, so daß sie zwar gebremst werden, aber auch gleichzeitig bedeutend mehr tragen und die Landung sanft erfolgen kann.

Zur Steuerung sind drei Steuerflächen vorgesehen; sie verhindern die Mitnahme des Sitzes infolge der Reibung durch Verdrehung der Flächen gegeneinander; ferner kann damit der Sitz auch gedreht werden und schließlich kann das ganze Flugzeug seitlich, vorwärts, rückwärts gesteuert werden. Als Steuerung dient eine Art Knüppelsteuerung, die sämtliche Bewegungen reflektorisch wie bei Flugzeugsteuerungen ermöglicht, so daß die Fesselung vollständig überflüssig wird.

Umlaufmotor 100 PS	120 kg
Luftschraube	12 »
Motorrahmen	8 »
Benzinbehälter	4 »
Benzin und Öl für 1 h	50 »
Verschalung	4 »
8 Flügel vollständig	60 »
Flügelbetätigung	10 »
Ruder	10 »
Aufhängung	6 »
Untergestell	15 »
3 Räder samt Federung	12 »
totes Gewicht	311 kg
Nutzlast	120 »
Zu hebendes Gewicht	431 kg

Also sind rd. 400 kg zu heben. Eine 100 PS-Schraube hebt mindestens bei 3 m Durchm. und etwa 1000 Umdr./min, wenn 200 Umdr./min für die Tragflügel gerechnet werden, 400 kg. Die Tragflügel heben bei 60 mkg freien Drehmoment und 3 m Druckmittelpunktabstand ungefähr 200 kg, so daß 150 kg Überschuß bleibt.

Durch die Motorverschalung wird auch eine ziemlich bedeutende Schalldämpfung erreicht, durch leichte Abnehmbarkeit der Tragflügel eine günstige Verlademöglichkeit geschaffen, da das Untergestell zusammengelegt, Tragflügel und Schraube abmontiert befördert werden können. In diesem Zustand nimmt der Schraubenflieger nicht mehr Platz ein, als ein Flugzeugrumpf ohne Fahrgestell.

Sollte dieses Projekt ausgeführt werden, so liefern wir es in vier Wochen vom Tage des Einlangens des Motors hier im Werk.

Im Interesse der Sache bitten wir eine verehrliche Flugzeugabteilung des k. u. k. Fliegerarsenals um gütige baldigste Erledigung und zeichnen usw.«

Das Fliegerarsenal erklärte darauf, daß es von dem ursprünglich aufgestellten Bauprogramm für das erste Versuchsflugzeug absehen wolle, daß es aber für die Reihenausführung gelten müsse. Gleichzeitig wurde angezweifelt, daß die Gewichtsaufstellung des freifliegenden Apparates richtig sei bzw. daß man mit den vorgesehenen Gewichten die Konstruktion ausführen könne; bei Nachrechnung auf Grund der fertiggestellten Zeichnungen ergaben sie sich aber als mit dem Voranschlag übereinstimmend.

Ferner hieß es, daß über die Steuerung eines freifliegenden Schraubenfliegers keine Erfahrung bestünde, was ein Nachteil

unseres Vorschlages gegen den gefesselten Hubschrauber bedeute, doch konnte hier mit Recht entgegengestellt werden, daß ein Fesselseil gegen den Absturz nicht helfen könne und daß über die Steuerung des gefesselten Fliegers ebensowenig Erfahrungen vorlägen wie über die des freifliegenden. Bezüglich der Stabilität setzten wir unsere Hoffnungen auf die intensive Kreiselwirkung und den tiefliegenden Schwerpunkt. Im übrigen konnte uns natürlich das Fliegerarsenal damals keinen rechnerisch oder wissenschaftlich berechtigten Einwand erbringen und gefühlsmäßige Einwände waren nicht überzeugend genug. Trotzdem wurde uns keine Unterstützung mehr zu teil und der auch in Einzelzeichnungen ausgeführte Entwurf blieb leider liegen; leider, denn er hätte, ob mit oder ohne Erfolg, unbedingt einen großen Schritt vorwärts bei der Erforschung dieses Problems bedeutet.[1])

Einige konstruktive Einzelheiten seien daher in folgendem noch an Hand von Skizzen erläutert.

Die Verstellung der Tragflügel ist aus Abb. 18 deutlich erkennbar. Durch Ziehen an einem Handgriff wird unter Vermittlung des Rohres ein Ring verschoben, der in der

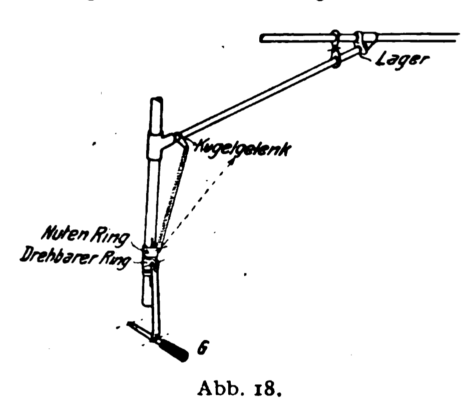


Abb. 18.

umlaufenden Manschette eingelassen ist. Dadurch wirkt eine andere Stange auf den Hebel und verdreht den Tragflügelholm, der als Rohr ausgebildet ist, so daß der Anstellwinkel beliebig verändert werden kann (Aufstieg, Abstieg und Gleitflug). Die gleiche Wirkung ergibt sich bei allen sechs Flügeln, da sechs Stangen angeordnet sind. Mit dem Handgriff ist die Drossel des Motors so verbunden, daß zwangläufig beim Drosseln die Tragflügel in die Gleitflugstellung übergehen.

Über diese Achse ist eine Rohrkappe K geschoben, an der ein parallel zu O liegendes Rohr exzentrisch zur Achse an der Steuerfläche angelenkt ist, so daß durch Verdrehen der Rohrkappe auf O der Anstellwinkel der Fläche verändert werden

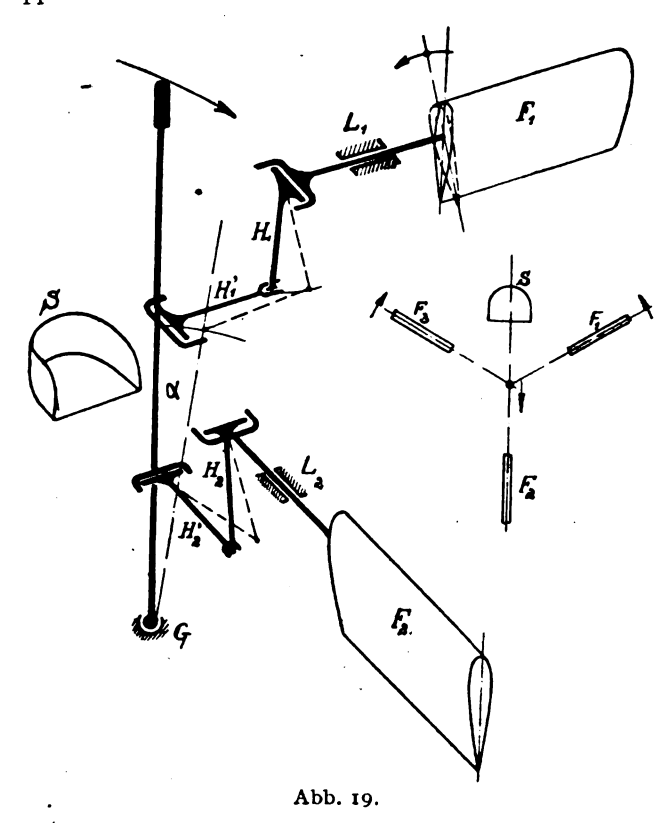


Abb. 19.

kann. Abb. 19 zeigt nun das Schema der Steuerung. An dem Steuerknüppel, der mit seinem Fuß in G ein Kugelgelenk hat, sind die eben geschilderten Rohrkappen durch Hebel H_1, H_1', ferner H_2 und H_2' verbunden (diese Hebel sind in Wirklichkeit in einer Ebene angeordnet und nur im Schema der Deutlichkeit halber in der Höhe auseinandergezogen!) H_1' und H_2' (ebenso H_3' der dritten Fläche, die im Schema weggelassen ist) sind an der Steuersäule horizontal gelenkig angeordnet. Der Gegen-

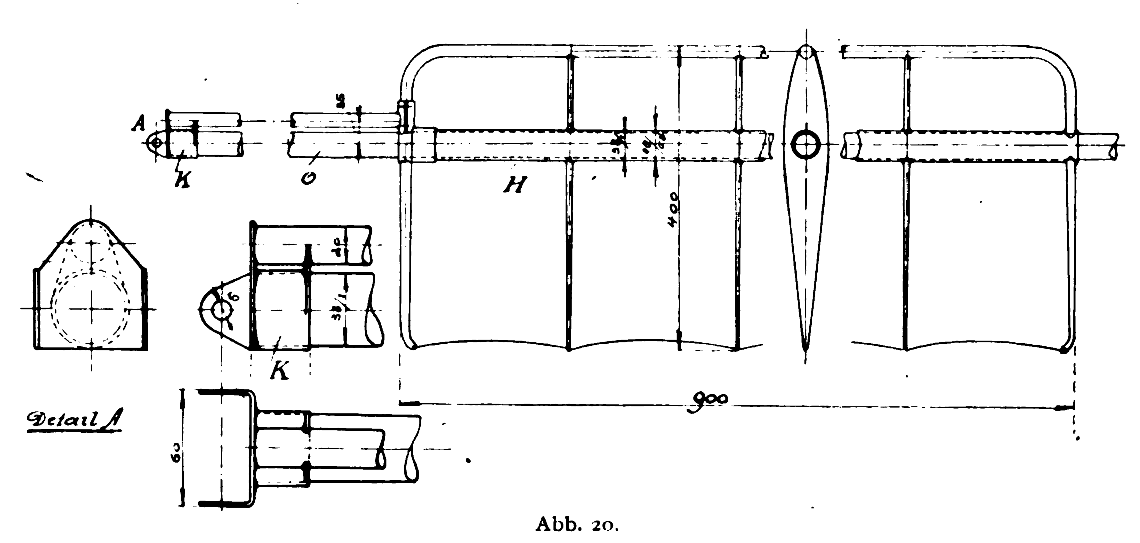


Abb. 20.

Die Steuerung geschieht in folgender Weise (Abb. 19): Es sind drei Flächen F 1, F 2 und F 3 in dem Dreifuß so angebracht, daß F 2 gegenüber dem Sitz S angeordnet ist. F 1 und F 3 liegen also zu ihm symmetrisch, F 2 in seiner Vertikalebene. Die Flächen haben ein Ausmaß von 400 × 900 mm und einen Holm aus Stahlrohr von 40 × 0,8 Durchm., das über eine Achse O aus Rohr 38 × 1 Durchm. gesteckt ist (Abb. 20).

[1]) Heute ist mir natürlich auch klar, daß die Entwürfe nach Abb. 1—3. 16 kaum stabil gewesen wären, sie brachten uns aber logisch zum Entwurf lt. Abb. 17.

hebel H_1 bzw. H_2 an der Rohrklappe ebenfalls. Abb. 21 zeigt letzteren Hebel, der aus Blech gebogen ist und unten ein Auge hat, während der Gegenhebel dort mit einer Gabelschraube abgelenkt ist. Legt man die Steuersäule vorwärts, dann bewegt sich die dem Sitz gegenüber befindliche Fläche F_2 überhaupt nicht, weil die Hebel H_2 und H_2' nur um ihre horizontalen Achsen schwingen, dagegen wird der Hebel H_1' seinen Gegenhebel H_1 verdrehen, so daß die Steuerfläche F_1 und die symmetrische F_3 einen Ausschlag macht; die Folge davon ist eine Schiefstellung und Vorwärtsbewegung des ganzen Flugzeuges.

Verdreht man den Knüppel, so werden alle die Flächen gleichsinnig verstellt und der Sitz dreht sich je nach der Richtung, in welche die Steuersäule selbst gedreht wurde.

Die übrigen Einzelheiten des ganzen Apparates, wie Landungsgestell, Flügel u. dgl., bieten nichts besonders Erwähnenswertes.

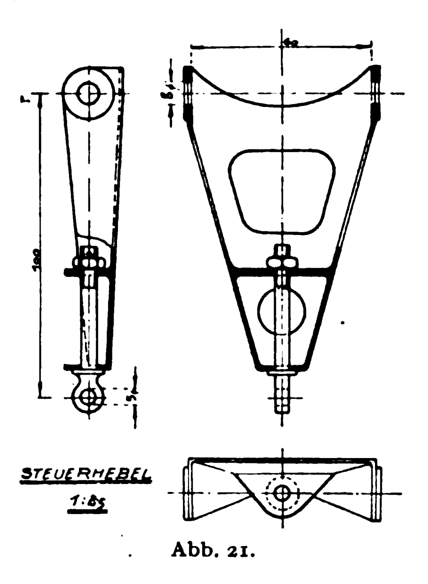


Abb. 21.

Nach Versuchen, die mit einem Modell von etwa 1,50 m Flächendurchmesser ausgeführt wurden, ist die Verminderung der Sinkgeschwindigkeit durch die weiter umlaufenden, aber entsprechend verstellten Flächen eine ganz bedeutende, und die Möglichkeit, auf diesem Wege einen Absturz zu vermeiden zumindest wahrscheinlich, denn Modellversuche lassen sich auf die Ausführung im großen doch nur teilweise übertragen.

Von größtem Interesse wäre allerdings die Frage der Stabilität; wie ich schon in Nr. 15 dieser Zeitschrift (»Zur Stabilität des Hubschraubers«) anführte, ist es sehr wahrscheinlich, daß das Flugzeug infolge der Kreiselwirkung und des tiefliegenden Schwerpunktes stabil sein würde; einwandfreien Aufschluß in der Frage könnte aber wohl nur ein Versuch im großen liefern.

Zusammenfassung:

Es werden die Arbeiten geschildert, die während des Krieges an dem Schraubenfliegerproblem geleistet wurden und ein Entwurf für einen freifliegenden Hubschrauber besprochen.

Preisberechnung im Buchhandel.

Immer häufiger wird der Bücherkäufer in der nächsten Zeit auf Katalogen und in Anzeigen folgender Angabe begegnen: Verkaufspreis = Grundpreis × Teuerungszahl. Was hat es nun mit dieser Rechenaufgabe auf sich? Die Geldentwertung der Nachkriegszeit mit ihren sich überstürzenden Teuerungswellen (welche aber eigentlich nur die Perioden der Anpassung an die Entwertung darstellen) hat natürlich auch den Buchhandel nicht unberührt gelassen. Hat ihn in mancher Hinsicht noch in verwickeltere Verhältnisse gebracht, wie andere Erwerbszweige. Eine in jahrzehntelangen Kämpfen durchgesetzte Errungenschaft: der feste Ladenpreis, drohte im allgemeinen Wirtschaftschaos zu verschwinden. Der Wert und die Beliebtheit des festen Ladenpreises beim Publikum zeigte sich erst richtig, als er nicht mehr zu bestehen schien. Gab er doch dem Käufer eine im Warenhandel fast unbekannte Sicherheit, unabhängig von Zeit und Ort gegen jede Übervorteilung geschützt zu sein. Und noch ein weiteres war darin verborgen: Das Streben größtmöglichster Gerechtigkeit gegen den geistigen Urheber des Buches. Nur durch den festen Verkaufspreis, der die Ware »Buch« der Spekulation fast ganz entzog, war es möglich, dem Autor als Schöpfer des geistigen Inhalts, dem Verleger als Former der äußeren Gestalt, den ihnen zum Weiterschaffen nötigen Gewinnanteil zu sichern.

Die Geldentwertung zwang nun den Verleger in immer kürzeren Zwischenräumen neue Verkaufspreise festzusetzen. Die Häufigkeit dieser Veränderungen machte es unmöglich, die neuen Preise all den Tausenden von Buchhandlungen immer rechtzeitig mitzuteilen, so daß es immer häufiger vorkam, daß ein Buch in der gleichen Stadt zu verschiedenen Preisen verkauft wurde. Überdies verursachte der Druck immer neuer Preisverzeichnisse ungeheure Kosten. Der Buchhandel hat nun in dem System der Grundpreise ein Mittel gefunden, dieser Unsicherheit ein Ende zu machen. Für jedes Buch wird ein unveränderlicher Grundpreis festgesetzt; der Verkaufspreis errechnet sich dann durch dessen Vervielfachung mit einem schon fast für den ganzen Buchhandel gültigen Entwertungsfaktor: der Teuerungszahl. Bisher, sechs Wochen nach Einführung, haben sich 600 der größten Verlagsfirmen, darunter die überwiegende Zahl der Verleger wissenschaftlicher Literatur, diesem Berechnungsverfahren angeschlossen. Täglich treten neue Firmen dazu, so daß in Kürze der Buchhandel wieder über sicher errechenbare Preise verfügt. Betont muß ganz besonders werden, daß eine Verteuerung der Bücher nicht stattgefunden hat. Die Grundpreise entsprechen durchschnittlich, besonders beim wissenschaftlichen Buch, den Vorkriegspreisen. Da die Teuerungsziffer zurzeit 300 beträgt, geht daraus hervor, daß die Steigerung der Bücherpreise in Papiermark ausgedrückt nur ungefähr ein Drittel der allgemeinen Preissteigerung beträgt. Die Frage, wie der Verleger dies ermöglicht, da doch die Steigerung des Papieres das etwa 1500fache, der Druckkosten das 450fache beträgt, läßt sich dahin beantworten, daß dies durch Einsparung in der Ausstattung, durch weitgehende Bescheidung von Autor und Verleger in bezug auf Höhe des Honorars bzw. des Gewinns geschieht. Die Erhöhung der Teuerungsziffer wird mit der Geldentwertung Schritt halten müssen, da sonst Neuproduktion und die Veranstaltung von Neuauflagen zum Schaden der deutschen Kultur unmöglich werden. Der gesunkenen Kaufkraft des Mittelstandes und der geistigen Arbeiter, aus welchen die meisten Bücherkäufer stammen, ist durch Festsetzung der so niederen Teuerungszahl schon weitgehendst Rechnung getragen.

Bücherbesprechung.

Die bisherigen Ergebnisse der Holzprüfungen in der Materialprüfungsanstalt an der Technischen Hochschule Stuttgart von Prof. R. Baumann, Heft 231 der Forschungsarbeiten auf dem Gebiete des Ingenieurwesens, herausgegeben vom Verein Deutscher Ingenieure 1922. Für den Buchhandel Verlagsbuchhandlung Julius Springer, Berlin. 4°, 139 S., 87 Figuren im Text, 221 Abbildungen auf 13 beigelegten Tafeln.

Schon im Jahre 1913 hatte R. Baumann, Stuttgart, im Forschungsheft 131 des Vereins Deutscher Ingenieure: »Versuche über die Elastizität und Festigkeit von Bambus-, Akazien-, Eschen- und Hikoryholz« über Holzprüfungen in der Materialprüfungsanstalt an der Technischen Hochschule Stuttgart berichtet. Das neu erschienene Heft 231 ist bedeutend erweitert und umfaßt außer einer einleitenden Beschreibung über den Aufbau des Holzes zehn Abschnitte, in welchen die Durchführung der Versuche (I), die Versuchsergebnisse, erlangt mit gerade gewachsenem, fehlerfreiem Holz in lufttrockenem Zustand an Nadelhölzern (IIa) und Laubhölzern (IIb), der Einfluß der Abmessungen der Probekörper (III), der Zusammenhang zwischen den verschiedenen Festigkeiten (IV), die Einflüsse der Faserrichtung (V) und der verschiedenen Holzbeschaffenheit (VI), Leimversuche (VII), Sperrholzprüfung (VIII), Benennungen und Kennzeichen der Holzarten (IX) sowie Mittel und Grenzwerte für gerade gewachsenes Holz (X) mitgeteilt werden.

Die Arbeit von R. Baumann fußt in Untersuchungen, welche während des Krieges durch die Flugzeugmeisterei angeregt und von dieser und der Flugzeugindustrie in Auftrag gegeben worden sind. Die damalige starke Inanspruchnahme der deutschen Holzvorräte machte einerseits ein Erfassen solcher Holzarten, die vordem im Flugzeugbau keine Verwendung gefunden hatten, anderseits eine äußerst sparsame Bewirtschaftung der vorhandenen Mengen notwendig. Die infolge dauernder Steigerung der Flugleistungen entstandene Verfeinerung der Flugzeugbauweisen forderte eine zweckentsprechende, aufs beste ausgenutzte Verwendung der Hölzer. Die wenigen, damals verfügbaren Holzfachleute reichten nicht aus, um diesen dringenden Geboten zu entsprechen. Das Verständnis für Holz und seine Anwendbarkeit mußte mehr Allgemeingut, neue Erkenntnisse sollten gesammelt werden.

Noch während des Krieges berichtete R. Baumann in kurzen Aufsätzen über seine Versuche; von diesen Berichten ist jedoch nur noch einer (vgl. »Technische Berichte der Flugzeugmeisterei« III, S. 97) veröffentlicht worden. Der Verfasser hat es nun unternommen, diese in hohem Maße mit neuen Versuchsergebnissen bereicherten Berichte zu einer zusammenfassenden Abhandlung zu verarbeiten. Das Buch ist für den Flugzeugingenieur von hohem Wert. Der Holzflugzeugbau wird die vielen Winke in der Prüfung, Verwendung und Auswahl der Hölzer nicht mehr vermissen wollen. Die umfangreiche und sorgsame Arbeit von R. Baumann wird wohl darin am besten ihre Auswirkung finden, daß die kommende Zeit des Wiederaufbaus deutscher Flugzeugindustrie sicher durch das Baumannsche Buch gefördert wird. Es ist das Beste, was seit langer Zeit auf diesem Sondergebiet erschienen ist. Dafür, daß der Verlag das Erscheinen dieser Forschungsarbeit ermöglicht hat, ist

ihm Anerkennung zu zollen. Nur in einem Punkt ist er etwas zu sparsam gewesen. Die sehr brauchbare Zusammenstellung der Mittel- und Grenzwerte für gerade gewachsenes Holz ist auf ein doppelseitig bedrucktes Blatt gebracht. Ein einseitiger Druck hätte das Aufziehen auf eine Unterlage ermöglicht, was gewiß vielen täglichen Benutzern des Buches willkommen gewesen wäre. Doch soll diese Bemerkung den Eindruck nicht verwischen, daß es im eigensten Interesse des deutschen Flugzeugbaus liegt, daß das Buch eine weite Verbreitung findet. Wilh. Hoff.

Vom Fliegen. Von Prof. Dr. Kurt Wegener. Verlag von R. Oldenbourg, München u. Berlin 1922, 104 S., 17 Abb., 8°. Grundpreis M. 2.20 × Teuerungszahl.

Während des Krieges sind manche Bücher, meist gedruckte Vorträge aus Fliegerschulen, entstanden, die ihres technischen Inhaltes wegen Beachtung verdienten und Einführung fanden. Das Buch von Wegener will etwas anderes. In ihm spricht der alte, erfahrene, sturmerprobte Praktiker zu dem, der ein »Flieger« werden will. Nach der Wegenerschen Definition ist ein Flieger ein begnadeter Mensch; ein begeisterter Luftreisender ist weitab von ihm. Dieser Buchanlage entsprechend sind diejenigen Abschnitte besonders wertvoll, in denen der Verfasser von seiner Erfahrung im Fliegen mitteilt.

Das Buch ist in drei Hauptabschnitte geteilt: die Flugkunst (I), das Meßgerät des Fliegers (II), das Element des Fliegers (III). In ihnen findet man eine Fülle von Anregung, die sicher zur Folge hat, daß manchem sportbegeisterten jungen Manne, der vor der Berufswahl steht, der Flieger als besonders erstrebenswert erscheint. Aber nicht nur für solche, die es werden wollen, vielleicht mehr noch für solche, die es sind und die beruflich der Fliegerei nahestehen, wird das Buch willkommen sein.

Die Kapitel über das Flugzeug selbst und seine Antriebsanlage sind kürzer gehalten; hier wird derjenige, der Flieger werden will, sich andere Hilfsbücher hinzunehmen müssen.

Dem Verlag können wir danken, daß dies wertvolle, zuerst der Fliegertruppe und ihren jungen Fliegern zugeeignete Buch eine Neuauflage erlebt hat. Möchte es gute Verbreitung finden! Wilh. Hoff.

Die Form. Monatschrift für gestaltende Kunst. Von Walter Riezler, Stettin, Städtisches Museum. Verlag Hermann Beckendorf, München-Berlin. 1. Jahrgang 1922, Heft 2, 58 S. mit 15 Zeichnungen im Text sowie 29 Abbildungen auf Hochglanzpapier.

Eine Reihe von guten Aufsätzen aus kompetenter Feder behandelt das Entstehen einer guten Form aus den Forderungen der Zweckmäßigkeit und technischen Richtigkeit. Störend wirken nur Rücksichten auf den Preis. Besonders anschaulich wirkt der Vergleich von Werkzeugmaschinen alter und neuer Bauart untereinander sowie die Gegenüberstellung einer Reihe verschiedener Brücken-Konstruktionen. Durch ihre schönen Formen erfreuen Abbildungen von Industrieanlagen, Unterseebootskörpern, die in der vorliegenden Form zum ersten Male veröffentlicht werden, Zündapparaten, Porzellanen zu chemischen Zwecken usw.

Die Zeitschrift, die Verständnis für Formenschönheit bei dem Nichtfachmann erweckt und dem Konstrukteur eindringlichen Hinweis auf die Möglichkeit guter Form bringt, verdient jede denkbare Förderung. Nicht nur aus künstlerischem Interesse, sondern auch aus technischem, denn eine Maschine mit guter Gestalt ist fast stets gut durchgebildet. Eine kritische Betrachtung von Flugzeugen aller Art in diesem Sinne würde sehr viel aerodynamisch und statisch Hochinteressantes bringen.

Druck und Ausstattung sind gut. Das Aufschlagen der anscheinend aus Herstellungsgründen und Preisrücksichten am Schluß gebrachten Abbildungen stört ein wenig. H. Herrmann.

Wissenschaftliche Betriebsführung. Eine geschichtliche und kritische Würdigung des Taylor-Systems. Berechtigte Übersetzung nach Horace Bookwalter Drury, Ph. D. von J. M. Witte. München u. Berlin 1922, Druck u. Verlag von R. Oldenbourg, 154 S. Grundpreis geh. M. 3.20 × Teuerungszahl.

Mit allen Mitteln wollte man versuchen, den wirtschaftlichen Tiefstand der deutschen Industrie nach dem Kriege zu heben. Eine Fülle von Schlagworten wurde geprägt und das Für und Wider heftig umstritten in Wort und Tat, ohne daß die Streitenden sich über die Bedeutung der einzelnen Worte wirklich klar waren. Schon vor dem Kriege hat das »Taylor-System« auch unter der werktätigen Intelligenz, die ein großer Teil der Arbeiter für sich in Anspruch nehmen durfte, heftigsten Widerstand hervorgerufen. Und heute noch steht ein großer Teil von Fachleuten dem Begriffe »wissenschaftliche Betriebsführung« feindlich gegenüber, ohne sich je über dessen Bedeutung ein klares Bild gemacht zu haben. Die Bewegung wissenschaftlicher Betriebsführung steht heute im Vordergrund des Wirtschaftslebens, und es ist zu begrüßen, daß die Verfasserin eine zusammenfassende Darstellung der Geschichte dieser Bewegung gegeben hat. Durch eingehende Beschreibung der Schwächen der gewöhnlichen Lohnzahlungsverfahren und der versuchten Abstellung dieser Mängel durch die Führer der Bewegung in den Industrien aller Länder vor und nach der Zeit Taylors wird die Grundlage für die Ideen und Gesetze der wissenschaftlichen Betriebsführung entwickelt. Dann folgt die mit der Zeit notwendige Veränderung, die weitere Ausgestaltung und die Anwendung dieser Grundsätze in den Industrien. Interessant ist die Tatsache, daß die Grundsätze der wissenschaftlichen Betriebsführung Taylors nur in einer Fabrik, der Tabor Manufacturing Compagnie in Philadelphia, in vollem Umfange mit großem Erfolg durchgeführt sind. Der Erfolg in anderen Industrien war abhängig von der zweckmäßigen Anpassung und Veränderung wissenschaftlicher Betriebsführung an die örtlichen Verhältnisse bzw. unter Berücksichtigung der physiologischen und psychologischen Eigenschaften der Arbeiterschaft. Zweifellos hat die richtige Anwendung dieser Ideen eine günstige soziale Wirkung insofern, als sie die Gegensätze zwischen Arbeiterschaft und Unternehmerkreisen dämpft. Der Wert des Buches liegt in der sachlichen, übersichtlichen, geschichtlichen Zusammenstellung und der kritischen Würdigung im zweiten Teil. Die einzelnen Grundsätze sind mit allen widersprechenden oder kritisierenden Entgegnungen wiedergegeben und die Vor- und Nachteile für die verschiedenen Verhältnisse kritisch gewürdigt. Es liegt in der Natur des schwierigen Problems wissenschaftlicher Betriebsführung mit seinen immer wieder wechselnden Verhältnissen der Fabrikation, der Zusammensetzung und Tüchtigkeit der Arbeiterschaft und der Anpassungsfähigkeit der Leitung, daß mancher erfahrene Fachmann auf diesem Gebiete nicht allen Urteilen der Verfasserin zustimmen wird, außer dem, daß sich die wissenschaftliche Betriebsführung oder einzelne Grundsätze derselben in den Industrien aller Länder in kommender Zeit weiter ausbreiten, trotz des offenen und verdeckten Widerstandes der Arbeiter und Arbeitergewerkschaften und der ablehnenden Haltung mancher Unternehmerkreise. Die Arbeiterschaft ist teilweise aufgehetzt, während die Werksleitungen oft die Einführungskosten und die Störungen einer Neuorganisation scheuen. Karl Heinz Fraenkel.

Traité Pratique de Navigation Aérienne par MM. A. B. Duval, Lieutnant de vaisseau de réserve Pilote-aviateur; L. Hebrard, Capitaine au 21e Régiment d'Aviation, Pilote-aviateur. Présentation de l'Ouvrage par M. Laurent-Eynac, Sous-Sécrétaire d'Etat de l'Aéronautique et des Transports aériens.

Das kleine Werk behandelt in dankenswerter Weise so ziemlich sämtliche Fälle, welche für die normale Luftfahrzeugnavigation in Frage kommen. Es ist ersichtlich von Fachleuten sowohl der Navigation als auch der Luftfahrt geschrieben, wenngleich lediglich oder nur fast lediglich Instrumente und Einrichtungen, wie sie in der ehemals feindlichen Fliegerei verwendet wurden, berücksichtigt sind.

Die ganze Schrift zerfällt in sechs Kapitel.

1. Allgemeine Regeln der Luftnavigation.

Dieses Kapitel enthält einiges über den Zweck der Navigation, Koordinatensysteme der Erdkugel und der Kartenprojektionen.

2. Das zweite Kapitel ist dem Kompaß gewidmet, gibt eine allgemeine Beschreibung eines Kompasses und einige Winke über den Einbau desselben und Erläuterung der Begriffe »Deklination« und »Deviation« und Kompensierung der letzteren mit einer kurzen, auch jedem Laien verständlichen Erläuterung der Koeffizienten der Deviationsgleichung.

3. Das dritte Kapitel ist der sogenannten terrestrischen Navigation gewidmet und behandelt hauptsächlich das Stromproblem, nämlich den Einfluß des Windes. Hier sind auch bereits einige Instrumente zur Beobachtung bzw. graphischen Aufzeichnung der Abtrift angeführt, wie beispielsweise der Dérivograph von Le-Prieur.

4. Das vierte Kapitel ist der Beobachtungsnavigierung gewidmet und behandelt in der Hauptsache die Navigierung mit entfernten Fixpunkten, astronomische Beobachtungen, Leuchtfeuer und radiotelegraphische Peilung. In ganz kurzer Weise sind die in der Navigation allgemein üblichen Punkte erwähnt.

5. Das fünfte Kapitel befaßt sich mit den Bordinstrumenten. Ziemlich ausführlich und recht vollständig. Auch eine ganz kurze allgemein verständliche Definition der Kreiselwirkung ist zu finden. Es wird eine ganze Reihe der verschiedensten Instrumente, teils älteren, teils neueren Ursprungs, aber wie gesagt, in der Hauptsache lediglich Entente-Instrumente, beschrieben. Es ist dies das längste Kapitel und wohl auch für den Fachmann allein interessierend.

6. Das Kapitel 6 gibt in sehr anschaulicher Weise verschiedene Navigationsanweisungen in besonderen Fällen. Dann geht es ganz kurz, in dieser Form natürlich nicht genügend, auf den Einfluß der meteorologischen Verhältnisse ein und schließt mit einigen praktischen Winken, die mit der Navigierung als solche eigentlich nichts mehr zu tun haben, sondern eher das Manöver selbst betreffen, nämlich Jagdkursprobleme und Treiben von Wasserflugzeugen vor Treibanker.

Das Werk ist eine Zusammenfassung einer Reihe von Aufsätzen, die in der Zeitschrift L'Aéronautique im vergangenen Jahre und Frühjahr 1922 zum Abdruck gebracht worden sind. Boykow.

Teuerungszahl des Buchhandels am 30. November: 300.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Das internationale Flugmeeting in Zürich, das vom 3. bis 10. September ds. Js. stattfand und als Hauptveranstaltung einen Alpenrundflug (Zürich—Thun—Bellinzona—Zürich) vorsah, war nur von Frankreich, Belgien, Polen, der Tschechoslowakei und der Schweiz beschickt worden, obgleich sämtliche der F. A. I. angehörenden Staaten eingeladen waren. Deutschland war infolge seines Ausschlusses von der F. A. I. nicht eingeladen worden, — der veranstaltende Klub war als Mitglied der F. A. I. an deren Reglement gebunden — was der sozialistischen Zeitung »Das Volksrecht« Zürich, Veranlassung zu heftigen Angriffen gegen die Flugleitung gab. Die Veranstaltung sah außer dem Alpenrundfluge, der von der Schweiz mit deutschen Flugzeugen gewonnen wurde, eine Abwurfkonkurrenz, Akrobatik- und Kunstflüge, einen Viereckflug, einen Fallschirmabsprung und einen Segelflug vom Fesselballon aus vor. Am Fallschirmabsprung beteiligte sich der Deutsche Heinecke. Der Segelflug sollte von Klemperer ausgeführt werden, mußte jedoch infolge eines Bruchschadens des Flugzeuges beim Vorversuch unterbleiben. **22/43. 2.**

Weltluftverkehr.

Die I. C. A. R., welche in der Zeit vom 2. bis 17. September in Rotterdam stattfand, wurde im allgemeinen nach den Regeln der der F. A. I. abgehalten, ohne jedoch einen Zugehörigkeitszwang zu dieser Organisation zu bedingen. Nur die Teilnehmer an den Wettflügen mußten Mitglieder der F. A. I. sein, angeblich auf Betreiben Frankreichs, das den Wettbewerb der erschienenen deutschen Luftfahrzeuge ausschließen wollte. Trotz dieses Entgegenkommens durch die holländische Organisationsleitung verbot der französische Aeroklub schließlich doch seinen Fliegern die Teilnahme, weil an einem Teil der Veranstaltung Deutsche beteiligt waren; dem Vorgehen Frankreichs schloß sich der belgische Aeroklub an. Da die Militärbehörden dieser beiden Länder aber keine Schwierigkeiten machten, beteiligten sich verschiedene französische und belgische Militärflieger.

Außer diesen beiden Militärfliegerabteilungen mit Bréguet und Bristol-Flugzeugen nahmen Abteilungen des holländischen Heeres und der holländischen Marine mit Fokker-Flugzeugen und eine Abteilung der dänischen Marine mit Friedrichshafen-Flugzeugen an den Veranstaltungen teil. Unter den Zivilmaschinen waren deutsche Junkers- und holländische Fokker-Flugzeuge vertreten (Svensk Motortidning, Stockholm, 18/22). **22/44. 3.**

Deutschland.

Rhön-Segelflug-Wettbewerb. Die Geschäftsstelle des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1922, die auch über den Winter in Frankfurt a. M. bestehen bleibt, wird am 7. November von Bahnhofsplatz 8 nach der Robert Mayerstr. 2 verlegt, wo sich auch die Geschäftsstellen der »Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrt-Verbandes« und des »Modell- und Segelflug-Verbandes« befinden. Fernsprecher: Taunus 1142. Postscheckkonto: Frankfurt a. M. Nr. 49055.

Frankreich.

Die staatlichen Luftfahrtlaboratorien Frankreichs befinden sich in Issy-les-Moulineaux. Sie sind teilweise noch im Bau und in der Einrichtung begriffen. Sie umfassen:

1. ein aerodynamisches Laboratorium,
2. ein Laboratorium für Metall- und Holzversuche,
3. ein Laboratorium für Chemie und Versuche an Rohstoffen,
4. ein Laboratorium für Physik und angewandte Mechanik,
5. ein Laboratorium für Maß- und Gewichtskunde,
6. einen Versuchsdienst,
7. luftfahrttechnische Sammlungen.

Die Inbetriebnahme der Laboratorien war hinsichtlich der mechanischen Versuche für Ende 1921, hinsichtlich der physikalischen und chemischen Versuche für Januar 1922 und der aerodynamischen und Meßversuche für März 1922 in Aussicht genommen.

1. Aerodynamisches Laboratorium. Es enthält einen zurzeit im Bau befindlichen Windkanal, der die Erzeugung eines Windstromes von 3 m Durchm. mit 80 m Geschwindigkeit gestattet. Die Meßapparate, aerodynamische Wage, Geschwindigkeitsmesser, statische Druckmesser usw. sind als Schreibwerke vorgesehen und mit Vorrichtungen, die es gestatten, die Empfindlichkeit zu vermindern. Die elektrische Ausrüstung umfaßt eine Anlage von 1000 PS mit besonders zum Betrieb des Ventilators entworfenen Maschinen. Mit Hilfe des Windkanals wird man den Einfluß des Profils, des Seitenverhältnisses, der Zahl der Tragflügel, die Widerstände bei der Vorwärtsbewegung tropfenförmiger Körper usw. genau prüfen können.

2. Laboratorium für Metall- und Holzversuche. Das seinerzeit in Chalais eingerichtete Laboratorium hat während des ganzen Krieges den wichtigen Kontrolldienst über die beim Bau verwendeten Metalle versehen und eine Tabelle über Normalbeanspruchungen von Stählen für das Luftfahrwesen aufgestellt. Nach Waffenstillstand konnten die Versuche infolge Entlassung des Spezialpersonals nicht weitergeführt werden. Erst 1920 wurden die Forschungen wieder aufgenommen; sie erstrecken sich auf die mechanischen Eigenschaften von Flugzeugbauhölzern und leichten Aluminiumverbindungen und haben zur Aufstellung von Belastungstabellen für Flugzeughölzer, Aluminiumverbindungen und Luftschrauben geführt.

3. Laboratorium für Chemie und Versuche an Rohstoffen. Die Versuche erstrecken sich in der Hauptsache auf Spannstoffe, Firnisse, Schmieröle, Betriebsstoffe und führten u. a. zu einer Zusammenstellung von drei Formeln für Normalspannstoffe. Seit 2 Jahren führt das Laboratorium zahlreiche Analysen hauptsächlich für den Fabrikationsdienst aus, um die Abnahme von Produkten zu gestatten, die den Bedingungen der Festigkeitstabellen entsprechen. Zurzeit werden Forschungen ausgeführt über die Vergasungseigenschaften von Brennstoff, die physikalisch-chemischen Eigenschaften von Schmierölen und die Zusammensetzung eines Spannstoffes von besserer Undurchlässigkeit und Klebfähigkeit.

4. Laboratorium für Physik und angewandte Mechanik. Das kleine vom Collège de France ins Leben gerufene Laboratorium wurde erst im August 1920 eingerichtet. Augenblicklich sind Forschungen im Gange über den Schutz von Ballonen gegen Funken aus der atmosphärischen Elektrizität, über Isolatoren für Zündkerzen, Kreiselgeräte, Borddynamos usw.

5. Laboratorium für Meß- und Gewichtskunde. Es dient hauptsächlich zur genauen Feststellung oder Prüfung der zur Serienfabrikation bestimmten Lehren.

6. Versuchsdienst. Er umfaßt 4 Dienstzweige: a) Flugversuche in Villacoublay, b) Motorenversuche in Chalais, später in Issy, c) probeweise Seeflugzeugversuche in Villequier (zurzeit in St. Raphael von einer dem Marineministerium unterstellten Kommission für praktische Flugstudien ausgeführt), d) Bewaffnungsversuche in Cazaux (zurzeit von einer Studienkommission des Kriegsministeriums ausgeführt, bis beim Technischen Luftdienst eine eigene Organisation geschaffen ist.

Die für Motorenversuche in Issy-les-Moulineaux vorgesehenen Einrichtungen werden die gleichzeitige Prüfung von 4 Motoren von 800 PS gestatten. Vorgesehen sind weiterhin Vorrichtungen zur Hervorbringung eines luftleeren Raumes und von Kälte und 2 Prüfstände für Motoren mit Luftkühlung.

Das von Deutschland abgelieferte Luftfahrtmaterial ist in den staatlichen Laboratorien Gegenstand eingehender Studien gewesen.

7. Luftfahrtechnische Sammlungen. Die im November 1920 in Chalais eröffnete Luftfahrsammlung umfaßt historische Dokumente, Entwürfe bekannter Luftfahrzeuge, Lichtbilder, Modelle von Flugzeugen, Luftschiffen, Originalflugzeuge, die bereits im Betrieb gewesen sind, das Chanutesche Gleitflugzeug, Flugzeuge von Wright bis zu den neuesten Verkehrstypen, Motorenschnitte usw. Die Sammlungen sind für das Publikum zugänglich. (Hirschauer, Bericht der Finanzkommission.) **22/44. 4.**

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugzeugbau. Der Entwurf von Seeflugzeugen (The Design of Seaplanes). — W. O. Manning, Vortrag vor der Vereinigung der Flugzeugingenieure, The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 22, Nr. 13, 29. März 1922, S. 227/228 (3½ Sp., o. Abb.).

Zwei Bauverfahren für Boote und Schwimmer: der starre Aufbau ähnlich den Flugzeugrümpfen und der elastisch biegsame Aufbau nach Linton-Hope in Anlehnung an die Bauweise leichter Rennboote. Der biegsame Aufbau ist unbedingt überlegen. Eine eigenartige Form der Schwimmunstabilität, das »Springen«, hat bei älteren Flugbooten viel Sorge bereitet; Versuche, die Baker bei der Physikalischen Reichsanstalt durchführte, lassen diesen Nachteil durch geeignete Anordnung von zwei Stufen und richtige Schwerpunktlage beheben. Die hintere Stufe wirkt dann ähnlich dem Schwanzleitwerk eines Flugzeuges; die Stabilitätsverhältnisse lassen sich aber rechnerisch nicht erfassen. Wasserdichte Querwände bieten besonders in elastisch gebauten Booten große Schwierigkeiten, da sie dabei ebenfalls biegsam ausgeführt werden müssen. Diese Frage ist bisher nicht befriedigend gelöst. Über die Bootsbeanspruchungen beim Anwassern ist wenig bekannt. Versuche an einem Boot mit starr ausgeführter Haut zeigten zuverlässige Höchstdrucke von nicht weniger als 0,58 kg/cm² in der Kielgegend, und, daß Höchstdrücke zuweilen an dem Kielwinkel in Stufennähe auftreten. Über die Beanspruchungen biegsamer Bootshäute liegen vorläufig noch keine Angaben vor. Eine mathematische Untersuchung zeigte, daß für ähnliche Boote der Wasserungsstoß sich mit der sechsten Wurzel aus dem Gewicht und mit der zweiten Wurzel aus der Bootslänge ändert. Daraus folgt, daß bei gleicher Beschleunigung die Anwassergeschwindigkeit mit der Größe wachsen darf. Je größer das Boot, um so höher darf somit die Flächenbelastung sein. Kräfte in biegsamen Bootskörpern bisher rechnerisch nicht behandelt. Schwierig ist auch das Ansetzen des starren Flügelfachwerkes an einem solchen Boot, wenn die örtliche Nachgiebigkeit des Bootes bewahrt werden soll. Eine befriedigende Lösung dafür noch nicht gefunden. Künftig müssen Flugboote so gebaut sein, daß man sie längere Zeit hindurch auf dem Wasser verankert liegen lassen kann. Die gegenwärtige Art, das Boot nach jedem Fluge aus dem Wasser zu nehmen und unterzustellen, ist unerträglich. Bei dem Abschleppen leiden die Boote sehr; bei großen Booten würde das Abschleppen überhaupt unausführbar sein. Hilfsschwimmer müssen nachgiebig gebaut sein und mindestens zwei wasserdichte Unterteilungen besitzen. Auch müssen sie gegen Unterschneiden geschützt sein. Beim Flugwerk von Seeflugzeugen keine Stielbeschläge, die Öffnungen in der Bespannung bedingen. Flügelgerippe sorgfältig gegen Eindringen von Wasser und Feuchtigkeit schützen. Besondere Schwierigkeiten bietet die Flügelhinterkante, wie weder aus Stahl noch aus Holz bestehen darf; Hanfstricke haben sich zur Aussteifung noch am besten bewährt. Flügelstiele und freiliegende Streben aus Stahlrohr; Holzstreben neigen auch bei bester Auswahl und Verarbeitung immer zum Werfen. Querruder können im allgemeinen nur im Oberflügel angeordnet werden; Unterflügel-Querruder zu leicht durch Wasser beschädigt. Aus diesem Grunde sind auskragende Oberflügel empfehlenswert. Aluminium und seine Legierungen besonders in Verbindung mit anderen Metallen nur mit großer Vorsicht verwendbar (Korrosionsgefahr). Bestes Material für Schrauben in Aluminium scheint verzinnter Stahl zu sein. Zur Verringerung der Berührungsflächen ist gefirnistes Papier dazwischen zu legen. Berührung von Stahl mit Kupferlegierungen der Korrosion wegen unratsam. Steuerseile halten an Stahlrollen länger als an Messingrollen. Hoffentlich bringt die Zukunft ganz aus hochwertigem Stahl hergestellte Flugboote.

Luftschrauben genügend hoch über dem Wasserspiegel anordnen und mit Messingenden versehen. Motoren laufen auch in Spritzwasser; die Zündmagnete müssen aber wasserdicht eingekapselt sein. Das Schwanzwerk muß hoch über dem Wasser angeordnet sein. Dafür ist das Eindeckerleitwerk besser. Für Großflugzeuge erscheint allerdings das Doppeldeckleitwerk unvermeidlich. Hinsichtlich der Vergrößerung ist das Flugboot im Vorteil, da dabei die sehr bedeutsame Seefähigkeit mit der Größe wächst.

Besprechung. Hume: Erfahrungsgemäß läßt sich bei nachgiebiger Bootskonstruktion das Baugewicht mit wachsender Größe geringer halten; die starre Ausführung wird dagegen schwerer. Nachgiebige Bootsformen wirken beim Anwassern stoßdämpfend und lassen sich bei Seegang ungefährdeter verankern. Man müßte versuchen, ohne Hilfsschwimmer auszukommen. Bei Aluminiumlegierungen ist die Korrosion nicht nur von der Zusammensetzung, sondern auch von der Verarbeitung und Warmbehandlung stark abhängig. Flugboote sind anders zu fliegen als gewöhnliche Flugzeuge. Alle Flugbootsbauarten brauchten größere Flossen. Nicholson: Das ideale Seeflugzeug ist ein seetüchtiges Flugboot. Die von Amerika entwickelten (aber vorher schon von Sopwith in England erprobten. D. Ber.) Flugboote mit kurzem Boot und Schwanz-Gitterrumpf sind vom Gesichtspunkte der Seefähigkeit aus kaum zu empfehlen. Flugerfahrungen auf See zeigen, daß nachgiebige Boote für leichte Flugzeuge besser sind als starre Bootskonstruktionen. M. E. A. Wright betont als langjährigen Führer von Seeflugzeugen aller Art, daß sich kein Flugboot so gut fliegen lasse wie ein Schwimmerflugzeug. Kein Flugboot ist mit abgestelltem Motor so gut zu steuern wie mit Vollgas; die Stabilität ist im Gleitflug gewöhnlich verschlechtert. Möglicher Grund hierfür die Kürze der Ruderhebelarme und die Größe der Ruder bei Flugbooten. In der Schwimmstabilität der Steuerbarkeit auf dem Wasser große Unterschiede. Ein von Manning konstruiertes Flugboot ließ sich auf 100 m Länge vom Wasser ohne jede Steuerbetätigung (außer der Gasdrossel) abheben. Andere Bauarten, besonders Boote mit flachem Boden, schnellen, sich selbst überlassen, vorzeitig aus dem Wasser und bäumen sich auf. Die nachgiebigen Linton-Hope-Boote ergeben eine so wirksame Stoßdämpfung, daß man die Berührung mit der Wasseroberfläche zuweilen gar nicht spüren kann. Längsschotten einfacher als Querschotten, daher zu empfehlen. Ein Mittelding zwischen Flugboot und Schwimmerflugzeug (»bloat«-type) mit Mittelboot und einem Rumpf darüber müßte näher untersucht werden. Flugboote fliegen sich zu schlecht. Bei Wasserlandflugzeugen werden die Radreifen durch das Seewasser so schnell zerstört; sie halten noch nicht einen Monat und gefährden dadurch das Landen sehr. S. Evans: Für Flugboote bietet die Hochdeckerbauart mit dickem freitragenden Flügel große Vorteile. Eigenstabilität der Boote durch als Flügelstummel ausgebildete Gleitflossen am Boot nach Dornier sehr aussichtsreich. Manning: Die schlechten Flugeigenschaften der Flugboote rühren hauptsächlich von dem Abstand zwischen Schwerpunkt und Wirkungslinie des Schraubenschubs her. Dieser Abstand nimmt aber bei der Vergrößerung ab, so daß Großflugboote bessere Flugeigenschaften aufweisen. W. **22/43. 6.**

Flugzeugbau. Einfluß von Triebwerkgewicht und Brennstoffverbrauch (The Importance of Low Weight per B. H. P. and Low Fuel Consumption per B. H. P. of the Power Plant for Aeroplanes). — A. L. Rowledge, The Aeronautical Journal, Bd. 26, Nr. 140, Aug. 1922, S. 331/333 (1½ Sp., 2 Schaub.).

Zerlegt man das Fluggewicht in Flugwerk-, Triebwerk-, Betriebsstoff- und Nutzgewicht und führt das Flugwerkgewicht als Bruchteil des Fluggewichts und das Betriebsstoffgewicht als von der Zeit abhängig ein, so ergeben sich einfache Schaubilder für die Leistung je kg Nutzlast in Abhängigkeit vom Triebwerkeinheitsgewicht, wenn man Festwerte für Leistungsbelastung, Flugdauer, Flugwerkanteil und Einheitsbrennstoffverbrauch annimmt. Schaubilder zeigen, daß es unmöglich ist, ein sehr leistungsfähiges Flugzeug mit einem schweren Motor zu bauen. W. **22/44. 10.**

Flugzeugberechnung. Formel zur Flugleistungsberechnung (Airplane Performance Formulas). — Edward P. Warner, The Journal of the Society of Automotive Engineers, Bd. 10, Nr. 6, Juni 1922, S. 469/474 (12 Sp., 1 Zahltaf., 7 Schaub.).

Faustformeln zur Berechnung der Kleinst- und Höchstgeschwindigkeit, der Steiggeschwindigkeit und der Gipfelhöhe. Die Kleinstgeschwindigkeit ergibt sich aus einer Vereinfachung der Kraftgleichung für die bahnsenkrechten Kräfte im unbeschleunigten Wagerechtfluge durch Einführen von Erfahrungswerten als Produkt einer Konstanten (26,1 bis 30 für Geschwindigkeitsangaben in km/h) mit der Wurzel aus der Flächenbelastung.

In ähnlicher Weise folgt aus der Gleichung der Bahnkräfte im unbeschleunigten Wagerechtfluge unter der Annahme, daß die Höchstgeschwindigkeit mit dem Anstellwinkel des geringsten Widerstandsbeiwertes der Flügel erflogen wird — was mit der Erfahrung gut übereinstimmt — die Höchstgeschwindigkeit als Produkt einer Konstanten mit der dritten Wurzel aus der durch die Tragfläche geteilten Motorleistung. Aus einem Schaubild der Höchstgeschwindigkeit in Abhängigkeit vom Logarithmus der durch die Tragfläche geteilten Motorleistung für die Meßwerte von 65 Flugzeugen zeigt sich, daß der beste Durchschnitt (abgesehen von den Flugbooten und vom Fokker-Verkehrseindecker) der Beziehung: Höchstgeschwindigkeit (km/h) $= 205 \times$ (Leistung: Tragfläche)^{0,39} entspricht, wobei also »überraschenderweise« (nämlich, weil bei der Ableitung die zweite Kraftgleichung des unbeschleunigten Wagerechtfluges, die bahnsenkrechten Kräfte, mithin also die »Schwebebedingung«, unberücksichtigt gelassen wurden. D. Ber.) das Ge-

wicht für die Höchstgeschwindigkeit bedeutungslos ist (vgl. hierzu z. B. Fuchs-Hopf, Aerodynamik, Seite 267. D. Ber.). Andere empirische und halb-empirische Formeln für die Höchstgeschwindigkeit sind von Bairstow für eine bestimmte Flächenbelastung und vom Unterausschuß für Lastvielfache des englischen Forschungsausschusses für Luftfahrt (vgl. ZFM 1922, S. 69) gefunden und in guter Übereinstimmung mit der obigen Beziehung. Es gibt aber eine noch bessere Formel eines Amerikaners, die jedoch noch nicht bekanntgegeben worden ist.

Für die Steiggeschwindigkeit in Bodennähe findet sich unter Zuhilfenahme empirisch gefundener Werte eine einfache Beziehung, in der nur Leistungs- und Flächenbelastung vorkommen. Für die Gipfelhöhe-Abschätzung ergibt sich mit 12,6 vH mittlerem Fehler eine ähnliche einfache Beziehung, die unter Benutzung eines Zugkraftschaubildes nach König gewonnen wird. Die Steigzeit läßt sich aus Steiggeschwindigkeit am Boden und Gipfelhöhe mit ausreichender Genauigkeit abschätzen. Zahlenbeispiel. W.

22/44. 12.

Flugzeugteile. Untersuchungen von Spiralschlauch-Rohrverbindungen. — Rob. Gsell, Maschinenbau, Bd. 1, Nr. 11, 9. Sept. 1922, S. 686/687 (3 Sp., 2 Zahltaf., 2 Abb.).

Bericht über die Prüfung von Schlauchverbindungs-Musterstücken der Continental Caoutchouc- und Gutta-Percha-Compagnie Hannover mit S. K. F.-Schlauchbindern bei der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt im Auftrage des Normenausschusses der Flugzeug-Industrie, Beschreibung der Schüttelvorrichtung der DVL., auf der die Prüfung durchgeführt wurde. Meßbare Undichtigkeiten und Lockerungen der Verbindungen zeigten sich während einer 15stündigen Prüfung nicht. Ausführung konnte als Norm empfohlen werden. Si. **22/44. 13.**

Lichtbildwesen. Hilfsmittel des Luftbildwesens (Le matériel de la photographie aérienne). — A. Volmerange, L'Aéronautique, Bd. 4, Nr. 37, Juni 1922, S. 179/186 (16 Sp., 4 Skizz., 10 Lichtbilder von Luftbildgeräten).

Zur maßstäblichen Entzerrung hat Roussilhe ein Gerät entworfen. Die bei Schlitzverschlüssen bedingte Verzerrung durch den Guillemet-Streifenverschluß vermeidbar. Ähnlich, aber weit einfacher und leichter ist der Jalousie-Verschluß der Compagnie Aérienne Française. Hochempfindliche Platten, die sogar durch rote Strahlen beeinflußt werden, bieten Schwierigkeiten beim Entwickeln, da sie leicht schleiern. Abhilfe durch kürzlich von Luppo-Cramer gefundene Mittel zur Herabminderung der Empfindlichkeit von belichteten Platten. Es kann jetzt also bei gewöhnlichem roten Licht entwickelt werden. Bei dieser »Desensibilisierung« spielen Safranine eine besondere, noch nicht geklärte Rolle.

Selbsttätige Luftbildkammern werden von Ram (50 cm Brennweite und mehr, 50 Platten in drehbarem Sammelbehälter mit windflügel- oder elektromotorischem Antrieb), Rolland (120 Platten in geteiltem Sammelbehälter zu beiden Seiten der eigentlichen Kammer, wobei die einzelne Platte von einem Sammelbehälter zum anderen wandernd die Bildebene durchquert, motorischer Antrieb) gebaut; beide Kammern recht schwer (Ram-Kammer 40 kg, Rolland-Kammer 60 kg). Weit bequemer und leichter sind Filmkammern. Schwierigkeiten bietet für die Luftbildvermessung die Verzerrung infolge hoher Formänderung des Films. Vor allem muß bei der Aufnahme der Film vollkommen eben gestreckt sein. Ferner müssen die Filmverzerrungen durch Zeit und Feuchtigkeit in Rechnung gezogen werden. Labussière hat sich dieses Gebietes besonders angenommen. Die Zeit bedingt beim Film eine erhebliche Zusammenziehung, die 1 vH der Abmessungen übersteigen kann; diese Formänderung ist allerdings gleichmäßig, d. h. geht in allen Richtungen vor sich. Man hofft aber, unveränderliche Filme schaffen zu können. Halbautomatische Filmkammern werden von Duchatellier (Aérophote) für 100 Aufnahmen, wobei der zu belichtende Film durch den Verschluß selbst eben gestreckt wird, und von Lenouvel für 200 Aufnahmen gebaut, wobei der Film im Augenblick der Aufnahme zwischen einem Glas und einer Rückwand liegt. Neuerdings bauen Duchatellier und Pierrard vollständig selbsttätige Luftbild-Filmkammern für 500 Aufnahmen 13 × 18 cm und 26 cm Brennweite. Sehr handliches Gerät von 20 kg Gewicht. Vollkommen selbsttätig ist auch die Bildkammer von Paumier für 18 × 24 cm Bildgröße und verschiedene Brennweiten. Bildverzerrung durch den Schlitzverschluß dadurch vermieden, daß die Filmspule den Film mit gleichförmiger Geschwindigkeit in Flugrichtung bewegen läßt; wenn das Verhältnis von Filmgeschwindigkeit zur Reisegeschwindigkeit über Grund dem Verhältnis von Brennweite zur Flughöhe über Grund entspricht, bleibt das Bild unverzerrt.

Von Marcel Chrétien ist ein Richtfinder entworfen worden (scheint auf dem Prinzip des Abdrängungsschreibers von Le Prieur, vgl. 21/6. 49, zu beruhen! D. Ber.). Bildsucher »Géoscope« mit 70° Gesichtswinkel von der Compagnie Aérienne Française gebaut. (Weitere Angaben über Entwicklungsgeräte, Kopiermaschinen, Papiertrockner der Luftbildabteilung auf der Ausstellung in Brüssel usw.) W. **22/44. 15.**

Motorbau. Änderung des volumetrischen Wirkungsgrades mit dem Ventilhub (Variation in Volumetric Efficiency of an Engine with Valve Lift). — T. E. Tillinghast, Bericht der Motorenabteilung der amerikanischen Heeres-Versuchsanstalt für Luftfahrt (Power Plant Section Report, Engineering Division). Militär-Luftfahrtnachrichten (Air Service Information Circular), Bd. 4, Nr. 356, 20. Febr. 1922, veröffentlicht 15. Juni 1922, S. 1/11 (4½ Sp., 9 Zahltaf., 5 Schaub., 5 Skizz.).

Versuch an einem Einzylinder-Motor (Einheits-Prüfmotor) von 128 mm Bohrung, mit vier Ventilen von je 45 mm Durchm. in einem Gußeisenkopfteil und Stahllaufmantel durchgeführt. Eine besondere Vorrichtung gestattete die Änderung des Ventilhubes während des Betriebes. 153 mm Kolbenhub. Zur Ermittlung des volumetrischen Wirkungsgrades Motor als Luftpumpe angetrieben. Einlaßventilhübe: 6,4 mm, 7,6 mm, 9,2 mm, 10,7 mm und 12,3 mm; bei größerem Einlaßventilhub Hub des Anlaßventils 13,2 mm. Drehzahlen: 1200, 1400, 1600, 1800 und 2000 Umdr./min. In gleicher Weise Kraftläufe des Motors durchgeführt. Untersucht wurden der Einfluß von Ventilhubänderungen auf den volumetrischen Wirkungsgrad, der Einfluß von Änderungen des Verdichtungsverhältnisses auf den volumetrischen Wirkungsgrad und der Einfluß von Ventilhubänderungen auf die Motorleistung.

Ergebnisse:

1. Innerhalb der Versuchsgrenzen wächst der volumetrische Wirkungsgrad mit dem Ventilhub. Zunahme um so ausgeprägter, je höher Geschwindigkeit des durch das Einlaßventil strömenden Gases.
2. Unter gleichen Bedingungen ergibt ein Verdichtungsverhältnis von 1 : 9,5 gleichmäßig niedere volumetrische Wirkungsgrade als ein Verdichtungsverhältnis von 1 : 5,4, abgesehen bei kleineren Hüben mit einem Einlaßventil.
3. In dem vorliegenden Falle wächst die Leistung mit dem Ventilhub bei allen Drehzahlen zwischen 1200 u. 2000 Umdr./min. (Eingehende Wiedergabe der Versuchsanordnung und der Meßergebnisse.) W. **22/43. 8.**

Motorbau. Entwicklung von Flugmotoren (A Method of Developing Aircraft Engines). — George E. A. Hellet, The Journal of the Society of Automotive Engineers, Bd. 10, Nr. 6, Juni 1922, S. 457/462 (11 Sp., 10 Lichtb.).

Verfahren der U. S. Heeres-Versuchsanstalt für Luftfahrt zur Entwicklung von Motoren für die Fliegertruppe. Von Januar 1919 bis jetzt 23 Motorarten geprüft; 2 davon waren Fehlkonstruktionen und wurden aufgegeben; 16 erfolgreiche Motorarten konnten durchentwickelt werden, 5 Motorarten noch nicht voll durchgeprüft, erscheinen aber aussichtsreich.

Entwicklung neuer Entwürfe.

1. Entwürfe stammen in den meisten Fällen von privaten Firmen; nur für solche Motoren, für die die Industrie wenig Interesse zeigt, werden auch seitens der Versuchsanstalt Entwürfe ausgearbeitet.
2. Überprüfung der Festigkeits- und Gewichtsberechnungen durch die Versuchsanstalt.
3. Überprüfung des Entwurfs auf Normung und Einbau, sowie Antrieb der Nebengeräte (M.-G.-Steuerung, FT-Generator, Brennstoffpumpen usw.).
4. Prüfung der Konstruktion darauf, daß die neuesten Erfahrungen voll berücksichtigt sind.

Die Versuchsanstalt wirkt als eine Art »Clearing-House« für Entwurf und Bau. Bewährte Einzelheiten anderer Motoren werden auf Neukonstruktionen übertragen.

Nach Überprüfen des Entwurfs Vertragsabschluß zur Lieferung von gewöhnlich mindestens zwei Versuchsmotoren; bei sehr ungewöhnlichen Konstruktionen ein Versuchsmotor mit so vielen Ersatzteilen, daß ein zweiter Motor daraus zusammengebaut werden kann. Bauüberwachung.

Abnahmeprüfung in McCook Field oder in der Fabrik, besteht in einem Lauf bei normaler Drehzahl und soll nicht mehr als die Betriebsfähigkeit nachweisen. Je neuartiger die Bauart, um so geringere Anforderungen bei der Abnahmeprüfung. Bei neuartigen Zylinderkonstruktionen vorher Versuche am Einzylinder-Prüfmotor, die sich als sehr zweckmäßig erwiesen haben; häufig zeigen sich schon hierbei Änderungen an Ventilen, Ventilsitzen oder Ventilantrieb nötig. Zuweilen läßt sich dabei auch das zweckmäßigste Verdichtungsverhältnis, die beste Zündkerzenanordnung usw. feststellen. Fallen die Versuche am Einzylinder-Prüfmotor zu schlecht aus, so wird mit dem Weiterbau des Versuchsmotors ausgesetzt, bis die notwendigen Änderungen vorgesehen sind. Die Versuche an Einzylinder-Prüfmotoren haben in allem bis auf den Brennstoff-

verbrauch, der nur relativ gewertet werden darf, befriedigt. In neuerdings entworfenen Versuchseinrichtungen werden auch andere Einzelteile, wie Brennstoffpumpen, Ölpumpen, Wasserpumpen, Zündung und Vergaser für sich geprüft. Von einem der in McCook Field konstruierten Motoren wurde sogar ein ganzes Motorgetriebe untersucht, um festzustellen, ob die verwickelte Schmiereinrichtung ausreichte (Antrieb durch Elektromotor). Ein derartiges Verfahren führt weit billiger und schneller zum Ziel als die Prüfung des ganzen Motors.

Einheitsprüfung: In McCook Field vorgenommen. Motor mit Wasser und reichlich Öl bei normaler Drehzahl so lange durchgedreht, bis die zum Durchdrehen erforderliche Leistung in einem bestimmten Verhältnis zur erwarteten Motorleistung steht. Unterdruck im Ansaugrohr zwischen 25 und 50 mm Hg. Dann Prüflauf mit Leistungsaufnahme unter Vollgas und Luftschraubenbelastung, Brennstoffverbrauchsmessung, Wasserströmung, Wassertemperatur usw. Brüche von Teilen werden sorgfältig untersucht und, wenn zweckmäßig, ergänzt. Danach 50 h Dauerlauf zur Feststellung der Abnützung auf dem Prüfstand mit Luftschraube bei normaler Drehzahl, Leistung und Vollgas. Dauerlauf besteht aus zehn Einzelläufen von je 5 h, deren jeder mit ½ h-Vollgaslauf und voller Leistung mit anschließend 4½ h-Drossellauf auf 9/10 der Vollgasleistung besteht. Die Dauerprüfung ist viel strenger als ein gleichlanges Laufen im Flugzeug. Aufzeichnung des Verbrauchs und der Leistung. Viele Störungen auf Verdrehschwingungen und andere Schwingungen in der Kurbelwelle zurückzuführen. Nach der Dauerprüfung wird der Motor ganz auseinandergenommen, eingehend besichtigt und die Einzelteile im Lichtbild festgehalten. Abnützung der einzelnen Teile von einem gemischten Ausschuß begutachtet. Danach werden Änderungen und Verbesserungen in Vorschlag gebracht. Der geänderte Motor wird dann den gleichen Prüfungen unterworfen und mit den Prüfergebnissen der ursprünglichen Bauart verglichen.

Flugprüfung erst nach Bestehen der vorgenannten Prüfungen vorgenommen. Zu dieser Prüfung werden acht oder zehn weitere Motoren bestellt. Erweist sich dabei der Motor als brauchbar, dann werden weitere Dauerprüfungen von 100, 200 und sogar 300 h vorgenommen. Gewöhnlich kann dann auch Drehzahl, Verdichtungsverhältnis oder Verbrennungsdruck gesteigert werden, um die Leistung zu steigern. In der Verwendung neuer Motoren zeigen sich manchmal noch unbemerkte Anstände, die vornehmlich auf die geringe Gewöhnung der Bedienung an die Motorbauart zurückzuführen sind. W. **22/44. 16.**

Motorbeschreibung. Grothe-Zweitaktmotor. — P. H. Weise, Motorwagen, Bd. 25, Nr. 19/20, 10./20. Juli 1922, S. 372/374 (4 Sp., 4 Skizz., 1 Lichtb.).

Motor stellt die erste Anwendung des Dieselprinzips auf gasförmig eingeführte Brennstoffe dar. Ein Mitteldruckverdichter saugt vom Vergaser das Gasgemisch an und drückt es durch ein Ventil im geeigneten Augenblick in den Arbeitszylinder, der mithin nur Frischluft verdichtet. Der den Zweitaktmotoren anhaftende Nachteil der Ladeverluste ist dadurch vermieden. Die so ermöglichte höhere Verdichtung vermindert die Gefahr der Selbstzündung. Luftgekühlter Einzylinder-Motor für Automobilzwecke. Arbeitszylinder: 60 mm Bohrung, 80 mm Hub. Verdichter: 40 mm Bohrung, 82 mm Hub. Gesamtverdichtungsverhältnis 1 : 7,5. Wellenleistung 2,5 PS bei 1800 Umdr./min (3,6 PS bei 3200 Umdr./min). Brennstoffverbrauch rd. 300 g/PS h. Wr. **22/43. 9.**

Motorbeschreibung. Hindelmeier Diesel-Kleinkraftwagenmotoren. — Automotive Industries, Bd. 46, Nr. 24, 15. Juni 1922, S 1320/1321 (4 Sp., 1 Abb., 2 Zeichn.).

In einem jedem Arbeitszylinder beigegebenen Hilfszylinder wird nur ein Teil der Ladeluft zu dem erforderlichen Enddruck verdichtet und zu gleicher Zeit mit dem Treiböl eingeführt. Durch diese Herabsetzung des mittleren Verdichtungsdruckes kann der Motor baulich leichter gehalten werden, indem die Drehzahl auf 1150 Umdr./min gesteigert wird. Überdies ist eine Inbetriebnahme mittels Handkurbel ermöglicht. 3 Bauarten mit 4½, 7 und 14 PS sind von dem Österreicher Hindelmeier nach diesen Grundgedanken entwickelt und werden in Mödling bei Wien hergestellt. Wr. **22/44. 17.**

Motorteile. Neuerungen im Bau von Auspufftöpfen und Schalldämpfern. — H. Baudisch, Motorwagen, Bd. 25, Nr. 4, 10. Febr. 1922, S. 74/76 (5 Sp., 4 Skizz.).

Die zur Milderung der störenden Geräusche notwendige Überführung der Energie $\frac{C^2}{2g}$ der Auspuffgase auf einen kleineren Wert $\frac{c^2}{2g}$ soll in den Auspuffgefäßen unter Auslösung von Wirbeln so erfolgen, daß die Saugwirkung erhalten bleibt, um Leistungsverluste zu vermeiden. Dies dadurch erreicht, daß auf eine Rohrerweiterung eine Umlenkung des Gefäßes um einen Winkel α folgt, durch die infolge des entstehenden Gegendruckes eine zwangläufige Überführung der Geschwindigkeit C in c erfolgt. Mit dem Winkel α ist der Gegendruck nach dem Newtonschen Impulssatz so zu bemessen, daß er der zu vernichtenden Energie entspricht. Durchrechnung mehrerer Beispiele. Wr. **22/44. 19.**

Motorteile. Bristol-Gas-Anlaßvorrichtung für Mehrzylinder-Flugmotoren (Bristol Gas Starter for Multi-Cylinder Aircraft Engines). — Automotive Industries, Bd. 46, Nr. 15, 13. April 1922, S. 800 (1½ Sp., o. Abb.).

Ein luftgekühlter Einzylinder-Zweitaktmotor saugt mit einem Pumpenzylinder das Gasgemisch vom Vergaser ab und drückt den größeren Teil zum Hauptmotor, während der Rest zur Ladung des Hilfsmotors dient. Die Gasdruckleitung ist mit einem vom Hauptmotor angetriebenen Verteiler ausgerüstet, der die Verbindung mit den einzelnen Zylindern freigibt:

1. während des Arbeitstaktes und
2. während eines Teils des Verdichtungshubes.

Diese Gasdruck-Anlaßvorrichtung ist für Motoren bis 500 PS vorgesehen. Wr. **22/44. 20.**

Motorvergasung. Einfluß des Brennstoffdruckes am Vergaser auf Bremsleistung und Brennstoffverbrauch (Effect of the Head at Carburator, on Brake Horsepower and Brake Specific Fuel-Consumption). — Bericht der Motorenabteilung der amerikanischen Heeres-Versuchsanstalt für Luftfahrt (Power Plant Section Report, Engineering Division), Militär-Luftfahrtnachrichten (Air Service Information Circular), Bd. 4, Nr. 336, 19. Dez. 1921, veröffentlicht 1. April 1922, S. 1/6 (2 Sp., 5 Zahltaf., 4 Schaub.).

Versuche am Hispano-Suiza »H«-Motor mit Stromberg NA-D6-Vergaser, Packard 1 A. 1237-Motor mit Packard-Zenith U. S. 54-Vergaser, Liberty »12«-Motor, mit umgekehrtem Stromberg NA-L. 5-Vergaser und an Liberty »12«-Motor mit Zenith U. S. 52-Vergaser. Motoren bei verschiedenen Brennstoffdruckhöhen vor dem Vergaser unter normaler Drehzahl elektrisch abgebremst. Einrichtung zur Änderung der Brennstoffdruckhöhe vor dem Vergaser bestand aus einem verschiebbaren Brennstofftank. Der Zenith U. S. 52-Vergaser des Liberty-Motors ist gegen Druckhöhenänderungen am empfindlichsten und benötigt eine hohe Mindest-Druckhöhe für den normalen Betrieb. Im übrigen ist der Einfluß der Druckhöhenänderungen auf die Bremsleistung gering, während der Brennstoffverbrauch mit wachsender Druckhöhe vor dem Vergaser etwas zunimmt.

Vergaserart:	Mindest-Druckhöhe für normalen Betrieb:
Stromberg NA-D6	30 cm
Packard-Zenith U. S. 54	16 »
Zenith U. S. 52	100 »
Stromberg Na-L5	30 »

Praktisch müssen die Druckhöhen natürlich höher gewählt werden. W. **22/44. 21.**

Motorvergasung. Vergasung und Brennstoffausnutzung (The Relation of Carburetion to Fuel Economy). — J. N. Golten, Automotive Industries, Bd. 46, Nr. 12, 23. März 1922, S. 666/669 (8 Sp., 8 Schaub., 1 Skizze).

Drei Grundforderungen an den richtig arbeitenden Vergaser:

1. günstigstes Luft-Brennstoff-Gemisch bei allen Lasten und Geschwindigkeiten,
2. gleichförmige Verteilung des Gemisches an alle Zylinder,
3. vollendete Verdampfung im Augenblick der Zündung.

Das mittlere günstigste Mischungsverhältnis liegt bei 1 : 12 bis 1 : 13. Für einen bestimmten Druck in der Saugleitung stellt sich jedoch ein geringster Brennstoffverbrauch bei einem festen Mischungsverhältnis ein, und zwar ändert er sich von 1 : 12 bei Leerlauf auf 1 : 17 bei Vollast. (Ableitung einer mathematischen Beziehung für das Mischungsverhältnis, wie es sich aus den Baugrößen des Vergasers ergibt. Erörterung der sich daraus ergebenden Mängel des normalen Vergasers und kurze, allgemein gehaltene Kritik der andern Bauarten). Wr. **22/45. 11.**

Segelflug. Der Segelflug (Le vol à voile). — Magnan, L'Air, Bd. 4, Nr. 69, 20. Sept. 1922, S. 23 (2 Sp., o. Abb.).

Gegenwärtig werden zum Segelflug fast ausschließlich Aufwinde, die durch die Geländebildung entstehen, verwendet. Auf die Auswahl des Segelfluggeländes ist daher größter Wert zu legen. Das hügelige Gelände von Clermont-Ferrand ist zum Segelflug zweifellos wenig günstig. W. **22/44. 22.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt



Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G. m. b. H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

23. Heft | **München, 15. Dezember 1922** | **13. Jahrgang**

INHALT:

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel bis auf weiteres zum Preise von M. 150.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien (Fr. 25.—), Dänemark (Kr. 10.—), Finland (Marka 40.—), Frankreich (Fr. 25.—), Groß-Britanien (sh. 8.—), Japan (Yen 4.—), Jugo-Slavien (Dinar 55.—), Italien (Lire 30.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 5.—), Norwegen (Kr. 10.—), Rumänien (Lei 115.—), Schweden (Kr. 8.—), Schweiz (Fr. 10.—), Spanien (Pes. 12.—), Tschechoslovakische Republik (Kr. 30.—), V. St. A. (Doll. 2.—). ***Es wird gebeten, nur bankfähige Zahlungsmittel zu überweisen.***

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht. Überweisungen gehen zu Lasten des Bestellers.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 10.— für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf M. 7.— für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand,** die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München.
Marconi International Code. — Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

23. Heft · 15. Dezember 1922 · 13. Jahrgang

Persönliche Eindrücke vom ersten englischen Segelflug-Wettbewerb.

Von E. Meyer.

Die bekannten deutschen Segelflugerfolge des Rhönsegelflug-Wettbewerbes 1922 hatten die Zeitung »Daily Mail« veranlaßt, Ende August 1922 einen Preis von 1000 Pfd. Sterl. auszusetzen. Dieser Preis sollte demjenigen zufallen, der in England während eines ersten englischen Segelflug-Wettbewerbes die größte ununterbrochene Flugdauer erzielte und dabei mindestens 30 min lang in der Luft blieb und im Umkreis von 800 Yards um den Startpunkt landete. Dieser Wettbewerb hat vom 16. bis 21. Oktober stattgefunden. Als Fluggelände war die Gegend von Itford Hill gewählt worden, die in der Grafschaft Sussex zwischen dem Städtchen Lewes (Hauptstadt von Sussex) und der Hafenstadt Newhaven liegt. Als Hauptquartier für die meisten Teilnehmer diente Seaford, ein kleiner Badeort östlich von Newhaven. Zwischen dem Fliegerlager auf Itford Hill und Seaford sorgte besonders ein sehr reger Kraftwagenverkehr für schnellste Verbindung. Die Organisation der Veranstaltung lag in den Händen des Königlich englischen Aero-Clubs.

Obwohl die Veranstaltung an sich als international bezeichnet wurde, konnten deutsche Flugzeuge an ihr nicht teilnehmen. Der Wettbewerb fand nämlich nach den Satzungen der Fédération Aéronautique Internationale statt, und Deutschland war zurzeit der Ausschreibungen zu diesem Wettbewerb noch nicht wieder zur F. A. I. hinzugezogen. Beteiligt waren Engländer, Holländer und Franzosen. Offenbar wäre von englischer Seite eine deutsche Beteiligung begrüßt worden. Allerdings haben die Franzosen vor dem Wettbewerb offiziell die Erklärung abgegeben, daß sie am Wettbewerb nicht teilnehmen würden, falls deutsche Teilnehmer vorhanden sein würden.

Studienhalber habe ich die Veranstaltung besucht, bin überall einwandfrei behandelt worden und glaube, daß besonders ein Bericht über diesen Wettbewerb von Interesse sein wird, der einige Vergleiche mit den Segelflügen in der Rhön enthält. Dieser Bericht soll sich auf das Gelände, auf die Windverhältnisse, auf Gelände und Wind im Vergleich zur Rhön, auf die Flugbedingungen im Vergleich zur Rhön, auf die Frage Itford Hill oder Wasserkuppe, auf die Anpassung der Flugzeuge an das englische und das deutsche Gelände, auf den Charakter des englischen Wettbewerbs, auf den Charakter des Wettbewerbs im Vergleich zur Rhön, auf die Organisation sowie auf einige Flugzeuge und Flüge beziehen.

Das Gelände.

Das englische Segelfluggelände ist ganz ausgezeichnet geeignet, um im Hangwind Segelflüge auszuführen. Etwa parallel zur englischen Südküste, im allgemeinen von Osten nach Westen, erstreckt sich eine viele kilometerlange Hügelkette, die nur selten durch kleine Täler unterbrochen ist, zwischen 100 und 200 m Höhe aufweist und nach Norden und Süden abfallende, sehr breite Hänge von ziemlich steiler Neigung aufweist. Auch nach Nordwesten, Nordosten, Südwesten und Südosten abfallende geeignete Hänge sind innerhalb dieser großen Hügelkette vorhanden. Die ganze Umgebung ist fast vollkommen unbebaut. Auf weiten Strecken liegt das Land brach. Hindernisse sind so gut wie nicht vorhanden. Man hat so gut wie überall Platz zum ungestörten Landen.

Eine besonders beachtenswerte und wichtige Eigenart des Geländes besteht darin, daß es sowohl nach Norden als nach Süden an mehreren Stellen große Mulden aufweist, in denen sich der Wind wie in einem schräg gehaltenen Löffel zu fangen vermag. Diese Mulden haben zwischen 800 und 2000 m Durchm.

Die Windverhältnisse.

Der Wind wehte während des Wettbewerbs hauptsächlich von Norden und Nordosten. Auch am 21. Oktober, den Hauptflugtage herrschte nordöstliche Windrichtung. Die Abhänge fallen jedoch nicht nur nach Norden sondern auch nach Süden so günstig ab, daß auch der Wind von See her, also Südwind, Südost- und Südwestwind durchaus günstig ist. Bei Seewind soll sehr selten eine geringere Windgeschwindigkeit als 14 m/s vorkommen. Am Hauptflugtag, am 21. Oktober, herrschte nördlicher bis nordöstlicher Wind von 20—26 m/s. Die durchschnittliche Windgeschwindigkeit während des englischen Segelflugwettbewerbes ist daher immer noch bedeutend größer gewesen als die größten Windgeschwindigkeiten während der Rekordflüge in der Rhön. Auch die Windverhältnisse sind daher auf Itford Hill ganz ausgezeichnet. Die Veranstaltung wurde durch gutes Wetter besonders begünstigt.

Gelände und Wind im Vergleich zur Rhön.

Im Vergleich zur Wasserkuppe und auch zu anderen deutschen Segelflugplätzen, z. B. zu dem Gelände im Erzgebirge bei Geisingen, ist zu sagen, daß in der Gegend von Itford Hill die Gelände- und Windverhältnisse weit geeigneter als in der Rhön sind, was die Begünstigung des statischen Segelflugs angeht. Die Abhänge in der Rhön an der Westseite der Wasserkuppe haben zwar größere Höhe und dürfte daher auch in größeren Flughöhen genügend Aufwind ergeben, doch ist die seitliche Ausdehnung der Höhe an der Wasserkuppe außerordentlich geringer als die Hänge am englischen Segelfluggelände. Auch sind die Abhänge in der Rhön weniger steil. Hindernisse in Form von Wald, Steinhaufen, Hohlwegen u. dgl. sind in der Rhön im Vergleich zu Itford Hill zahlreich vorhanden.

Die Flugbedingungen auf Itford Hill und in der Rhön.

Die Bedingungen für den statischen Segelflug liegen über dem englischen Gelände viel günstiger als in der Rhön. Infolge der großen Breite der Abhänge ist in England der Bereich des zum statischen Segelflug geeigneten Gebietes seitlich viel größer als in der Rhön. Die größere Neigung der Abhänge ergibt ferner eine größere Aufwärtskomponente des Windes. Dasselbe ergibt sich aus den größeren Windgeschwindigkeiten. Die schon erwähnten Mulden des englischen Geländes haben, wie die Flüge von Fokker und Maneyrol (Rekordflug) gezeigt haben, zur Folge, daß über diesen Mulden ganz besonders geeignete Windverhältnisse für den Segelflug entstehen, wenn allerdings in diesem Falle auch in England nur auf räumlich begrenztem Gebiet. Die Rekordflüge wurden im Bereich der Luft über einer derartigen Mulde ausgeführt. Bei Südwind dürfte für die Flugbedingungen auf Itford Hill der Umstand von günstigem Einfluß sein, daß der Seewind noch wesentlich gleichmäßiger als der vom Binnenland kommende Wind wehen soll.

Die Bedingungen zum statischen Segelflug-Wettbewerb liegen auf Itford Hill und Umgebung also ganz ideal. Auch in flugtechnischer Hinsicht hat sich dieses bei dem ersten Wettbewerb bereits sehr deutlich gezeigt.

Über dem Gelände in England war es nämlich möglich, mit solchen Flugzeugen sehr gut Höhe zu halten und selbst bedeutende Höhen zu gewinnen, die sich in der Rhön nicht oder nicht in gleichem Maße als segelfähig erwiesen haben bzw. hätten.

Ein Beispiel hierfür ist, daß der Fokkerdoppeldecker, der in der Rhön mit einem Fluggast nur bei gutem Wind gerade noch segelfähig war, in England selbst mit zwei Fluggästen sich noch sehr gut segelfähig zeigte. Das augenfälligste weitere Beispiel hierfür ist, daß ein mit sehr großem Geschick und viel Begeisterung sowie erstaunlich primitiven Mitteln zusammengestelltes Flugzeug, das »Bristol-Fokker« (auch »Brokker«) genannt wurde und aus dem Rumpf und Leitwerk des bekannten englischen Zweisitzers Bristol-»Fighter« sowie dem Oberflügel des bekannten deutschen Jagdflugzeuges Fok D VII, zusammengestellt war und leer etwa 175 kg wog, am 21. Oktober nachmittags über dem Gelände in England über eine Stunde lang ohne Höhenverlust zu bleiben vermochte.

Itford Hill oder Wasserkuppe?

Die verschiedenartigen Flugbedingungen in Itford Hill und in der Rhön lassen die Frage entstehen, ob die größeren Schwierigkeiten, die uns die Wasserkuppe bietet, eher einen Vorteil oder einen Nachteil vorstellen. Bei Beantwortung Frage dieser dürfte es lediglich darauf ankommen, welches Ziel man mit den Segelflügen verfolgt.

Will man lediglich segeln, um diesen schönsten Flugsport nur des Sportes wegen auszuüben, so ist sicher dem englischen Gelände der Vorzug zu geben. Das englische Gelände gestattet nämlich, dieses Ziel leichter und mit einfacheren Mitteln zu erreichen.

Will man jedoch in erster Linie Segelflugstudien betreiben und mit dem Segelflugsport vor allen Dingen Forschungsarbeit verbinden, so dürfte sicher dem deutschen Gelände der Vorzug zu geben sein. Unser Gelände in der Rhön stellt nicht nur an die Führung der Flugzeuge sondern namentlich an die Flugzeuge selbst die größeren Anforderungen. Das Gelände, der Wind und die Flugbedingungen auf der Wasserkuppe zwingen zur Entwicklung äußerst durchgearbeiteter Flugzeuge.

Itfort Hill und Umgebung reizen hingegen mehr zur sportlichen Auffassung des Segelfluges und dürften das gegebene Gelände für große Rekordleistungen darstellen, namentlich auch für große Entfernungsflüge. Die Rhön hingegen zwingt zu Versuchen und zu langsamen systematischen und mühsameren Studien.

»Anpassung« der Flugzeuge an Itford Hill und an die Rhön.

Technisch kommt deutlich eine Anpassung der Flugzeuge an die Verschiedenartigkeit der Flugbedingungen zum Ausdruck. Die in der Rhön erfolgreich gewesenen Flugzeuge waren alle weit ausgesprochener als die in England benutzten Typen auf geringste Sinkgeschwindigkeit gebaut. Alle erfolgreichen Flugzeuge der Rhönwettbewerbe sind verspannungslose Eindecker typisch neuzeitlicher Bauart gewesen. Die Rekordflugzeuge von Itford Hill hingegen waren verspannte Doppeldecker und ein Eindecker mit Fahrgestell, großen Rädern sowie zwölf dem Flugwinde ausgesetzten Streben, d. h. die Fokker-Doppeldecker und der Peyret-Eindecker. Hiermit möchte ich jedoch das Interesse nicht verkennen, daß dieses letztere Flugzeug als solches sicher beanspruchen darf.

Charakter des englischen Wettbewerbes.

Zu dem Charakter des englischen Wettbewerbes trug wesentlich der Umstand bei, daß der Preis von einem großen Zeitungsverlag gestiftet war, der dem Preis auch seinen Namen verlieh und dadurch auch ein geschäftliches Interesse mit dem Preis verband. Das ferner stehende Publikum faßte die Flüge auf Itford Hill in erster Linie als große Sensation des Tages auf. Dieses zeigte sich nicht nur in dem Massenbesuch sondern auch in dem Umstand, daß vielfach gewettet wurde. Es sind Wetten abgeschlossen worden, die die Höhe des großen Preises übertrafen. Ursprünglich war die Frage dieser Wetten diejenige, ob die Wettbewerbsbedingungen überhaupt erfüllt wurden. Nach den ersten Erfolgen von Fokker und Raynham wurde darum gewettet, ob der deutsche Weltrekord überboten würde.

Die Auffassung, auf Itford Hill vor allem Segelflugstudien zu betreiben, konnte ich nur bei einigen kleineren Kreisen feststellen. Hierin erinnerte die Gruppe Sayers-Wright-Courtney am meisten an das Arbeiten in der Rhön. Diese Gruppe hatte übrigens auch dasjenige Flugzeug in den Wettbewerb geführt, das nach den deutschen Erfahrungen in der Rhön für den Segelflug im Hangwind von den englischen Flugzeugen am geeignetsten erscheint.

Charakter des Wettbewerbs im Vergleich zur Rhön.

Der englische Wettbewerb trug weit ausgesprochener weit sportlichen Charakter als die Veranstaltung in der Rhön, denen vor allem experimenteller Charakter innewohnte. Für diese auf Schritt und Tritt auffallende Verschiedenartigkeit der deutschen und der englischen Veranstaltungen dürften sich drei Ursachen feststellen lassen.

Die erste Ursache liegt in dem Gelände, den Windverhältnissen und den sich daraus ergebenden Flugbedingungen. Hierauf habe ich bereits eingehend hingewiesen.

Die zweite Ursache scheint mir im Charakter der Nationen zu liegen. Die wettbewerbsmäßige, rein sportliche Auffassung, liegt dem Engländer bei jedem Wettbewerb so sehr, daß ihm die deutsche Auffassung, mit dem Wettbewerb Studienarbeit und systematisches Experimentieren zu verbinden, fast unverständlich ist. Wenigstens war dies auf Itford Hill so.

Die dritte Ursache hängt eng mit der zweiten zusammen und dürfte in den Ausschreibungen selbst liegen, also unmittelbarer Art sein. Die Ausschreibung des englischen Wettbewerbes ließ einen einzigen sehr großen und daneben nur einige wenige kleine Preise zum Ausdruck kommen. Bei den Ausschreibungen der Rhönwettbewerbe hingegen waren immer mehrere Gruppen von Preisen vorhanden und jede Gruppe enthielt einen mäßig großen und möglichst viele kleinere Preise. Dadurch konnten in der Rhön auch diejenigen Wettbewerber gefördert werden, die zwar keine überragenden Erfolge erzielt haben, wohl aber an der Entwicklung der Segelflugbewegung fördernden Anteil genommen hatten.

Die Tatsache, daß ohne Studienarbeit keine Erfolge erzielt worden wären, und daß diese Studienarbeit bisher so gut wie ausschließlich in der Rhön geleistet ist, wurde von den führenden Kreisen in England und namentlich von den englischen Piloten allgemein anerkannt. Die Tagespresse allerdings nahm selten oder gar nicht auf die deutschen Arbeiten und ihre Bedeutung Bezug.

Die Organisation.

Die Organisation des englischen Wettbewerbes war mit sehr großer Sorgfalt und sehr reichen Mitteln durchgeführt. Das Fliegerlager bestand aus einigen kleineren Zelten für den Tagesaufenthalt des Personals namentlich der Gruppe der Daily Mail sowie aus 5 großen Zelten für die Flugzeuge. Das Lager war am Nordhang von Itford Hill in unmittelbarer Nähe einer Farm dicht an der Straße von Lewes über Beddingham nach Newhaven aufgebaut.

Als Hauptquartier diente, wie schon eingangs erwähnt, Seafort. Das Wohnen in Zelten und Baracken, wie es von der Rhön her bekannt ist, gab es beim englischen Wettbewerb nicht. Ein großer Kraftwagenpark, daneben auch die Wagen mehrerer ständiger Automobilomnisbuslinien sorgte für leichte Verkehrsmöglichkeit zwischen dem Lager und den benachbarten Städten. Bei der ganzen Veranstaltung fiel im Vergleich zu der Rhön der größere äußere Reichtum Englands auf.

Ausblicke.

Nach den Erfahrungen von Itford Hill kann man sagen, daß man über dem englischen Gelände ohne Schwierigkeiten jeden Dauerrekord wird fliegen können, und daß dort auch sehr große Streckenflüge lediglich durch sogenanntes statisches Segeln möglich sein werden. Gegenwärtig befindet sich eine neue englische Ausschreibung in Bearbeitung, die einen Preis von 1000 Pfd. Sterl. für denjenigen vorsieht, der innerhalb einer längeren Zeit die größte Flugstrecke in ununterbrochenem Flug erzielt, und dabei mindestens 50 englische Meilen zurücklegt. Die in England im Oktober erzielten Erfolge werden sicher Ursache zu weiteren Fortschritten und Höchstleistungen werden. Die Überzeugung, daß daran auch zukünftig in allererster Linie deutsche Flugzeuge, deutsche Konstrukteure und deutsche Flieger beteiligt sein werden, konnte ich auch außerhalb der deutschen Grenzen allgemein feststellen.

Der englische Segelflug-Wettbewerb von Itford Hill.

Von Alfred Richard Weyl.

A. Der Wettbewerb[1]).

Nächst dem Rhönsegelflug ist der englische Segelflug-Wettbewerb, der vom 16. bis 21. Oktober bei Itford Hill

[1]) Dieser Abschnitt bildet eine Ergänzung des vorhergehenden Berichtes von E. Meyer; er lag bereits vor, bevor mir der Bericht von Herrn Meyer bekannt wurde und mußte in wesentlichen Teilen gekürzt werden, um überflüssige Wiederholungen zu vermeiden. W.



stattfand, unstreitig das bedeutsamste Ereignis im Segelflugwesen dieses Jahres zu nennen. Zum ersten Male wurden hier außerhalb des Rhöngeländes und mit Flugzeugen nichtdeutscher Herkunft Leistungen erzielt, die an die deutschen Leistungen des diesjährigen Rhön-Wettbewerbes heranreichen, ja sie sogar im Dauerfluge übertreffen. Dem oder jenen von uns mag wohl ein Gefühl des Bedauerns überkommen, wenn er hört, daß der Vorsprung im Segelflugwesen, den Deutschland bisher innegehabt hat, damit scheinbar eingeholt ist. Bei näherer Betrachtung wird sich jedoch zeigen, daß dem doch nicht so ist, und daß — was auch die Engländer offen zugeben —

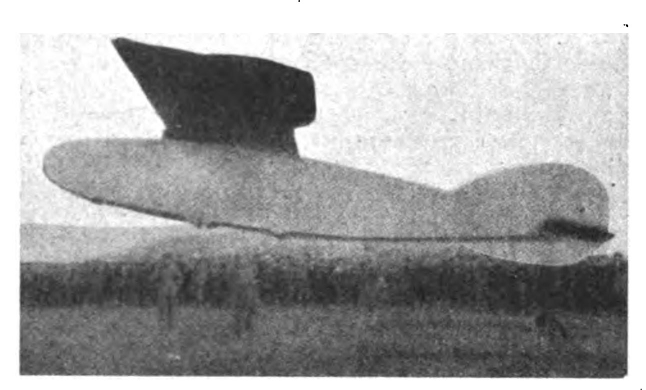


Abb. 1. Gray auf »Bristol-Fokker«-Eindecker beim Start.

der deutsche Vorsprung trotz der englischen Erfolge noch keineswegs eingebüßt ist. Im Gegenteil scheint es, als ob gerade durch die Leistungen des Auslandes erst dem unstreitig ja aus Deutschland stammenden Segelfluggedanken freie Bahn gebrochen wird und unser Flugwesen ideell und materiell mehr Nutzen als Schaden daraus ziehen wird. Haben doch erst die Segelflüge in Itford Hill beweisen müssen, daß auch außerhalb der Rhön der Segelflug möglich ist! So merkwürdig uns auch diese Ansicht scheinen mag, so haben doch weite Kreise des Auslandes geglaubt, die Segelmöglichkeit als eine Besonderheit des Rhöngeländes aussprechen zu müssen; diese irrige Anschauung wurde durch die kümmerlichen Leistungen des

die Güte des Flugzeuges, insbesondere auf seine Triebwerksanlage, gestatten können. Beim Segelflug fallen aber auch diese Gesichtspunkte fort. Höchstleistungen im Dauerflug sind daher, wenn sie wie beim englischen Wettbewerb keinerlei Einschränkungen hinsichtlich Flugweite, Windstärke, Windrichtung, Sinkhöhe, Sinkgeschwindigkeit u. dgl. unterliegen, als rein sportliche Leistungen des Führers anzusprechen. Eine För-

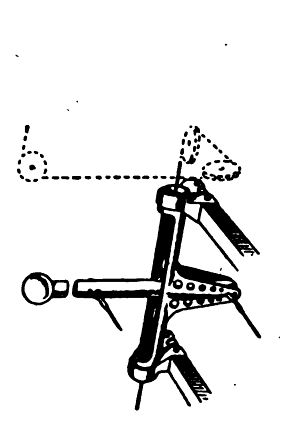




Abb. 3. Steuerknüppel des Merriam-Eindeckers.

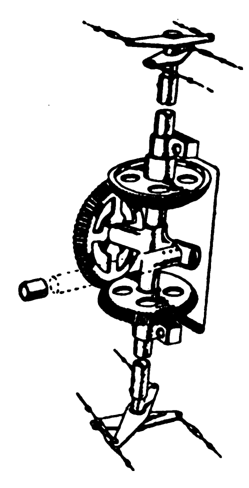


Abb. 4. Differentialsteuerung des Peyret-Tandem-Eindeckers.

derung der Segelflugtechnik ist damit eo ipso nicht verbunden; es sei denn, daß man etwa aus einem Dauerfluge von beispielsweise 6 h Segelflug mit einem bestimmten Flugzeug schließen will, daß die Führung dieses Flugzeuges weniger ermüdend ist, als ein zweites Flugzeug, auf dem der gleiche Führer, unter den gleichen Windverhältnissen nur 3 h hat fliegen können. Allein auch das gäbe noch keinen technisch brauchbaren Maßstab, da hierbei noch mancherlei Nebenumständen eine entscheidende Rolle zukommen kann. Schließlich muß und wird auch in der Flugtechnik als einer wissenschaftlich basierten Technik das persönliche Moment mehr und mehr ausgeschieden werden.



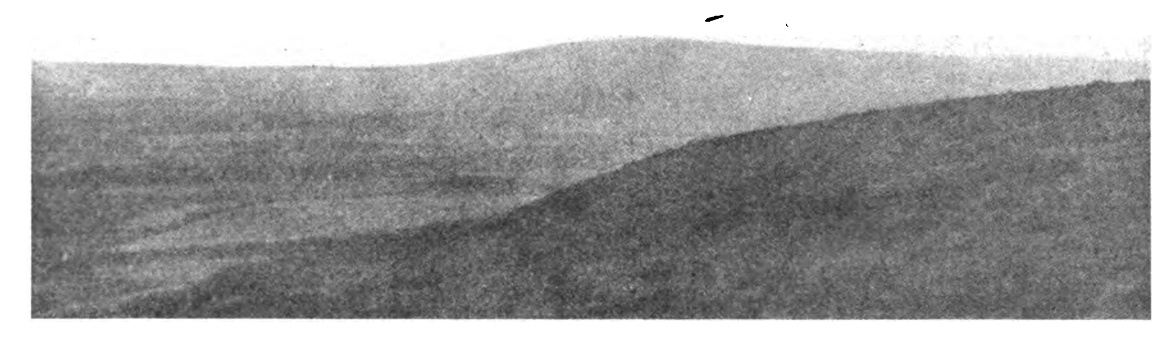


Abb. 2. Olley mit Fluggast auf Fokker-Segeldoppeldecker am Südabhang des Firle Beacon am 21. Oktober.

Puy-de-Combegrasse-Wettbewerb, auf den wir kürzlich eingegangen sind, noch bestärkt. Erst die englischen Leistungen haben vom Gegenteil überzeugt. Der Hauptwert des Wettbewerbes wurde dabei auf die größte Flugdauer gelegt, wodurch die Veranstaltung einen rein sportlichen Charakter erhielt.

Wir wissen heute, daß der Dauerflug mit dem Segelflugzeug lediglich von der Ausdauer des Führers und des Windes abhängt. Beide Umstände sind für die Technik ohne Belang; Dauerflüge im Motorflugzeug besitzen wohl noch mehr Interesse, weil sie immerhin technisch wertvolle Rückschlüsse auf

Die Gründe dafür, daß die Engländer den Dauerflug so sehr bevorzugt haben, mögen darin zu erblicken sein, daß man die diesjährigen Leistungen in der Rhön zu erreichen und zu überbieten suchte. Die Engländer fassen ja den Segelflug mehr als reinen Sport und Selbstzweck, wie etwa das Fußballspiel, auf und nicht, wie wir, als ein Forschungsgebiet und Mittel zum Zweck, nämlich zum Zwecke des wirtschaftlichen Fluges, dem sportliche Gesichtspunkte untergeordnet werden. Daraus ergeben sich weitgehende Unterschiede, und es wäre müssig, etwa zu untersuchen, was richtig wäre: der sportliche

oder der technische Gesichtspunkt. Beide widersprechen sich zwar, aber sie schließen sich nicht aus.

Im englischen Wettbewerb waren technische Gesichtspunkte jedenfalls von vornherein ausgeschaltet. Es wäre infolgedessen auch unrichtig, diesen Wettbewerb als ganzen mit den Rhön-Wettbewerben oder mit dem französischen Wettbewerb, der ja auch technische Gesichtspunkte vorherrschen ließ, vergleichen zu wollen.

Das Preisgericht stand unter dem Vorsitz des Oberstleutnants J. T. C. Moore-Brabazon, dem als Beisitzer die Oberstleutnants Darby und Ogilvie und der Major Gnosspelius beigegeben waren. Auf Vorschlag eines besonderen Ausschusses wurde das in der beistehenden Kartenskizze wiedergegebene

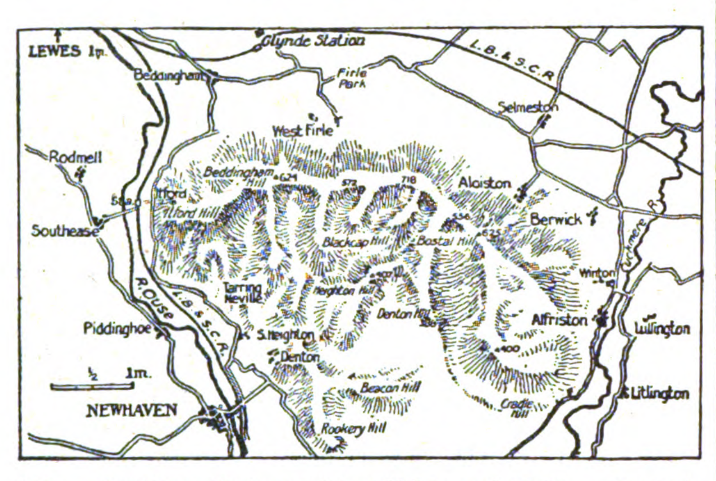


Abb. 5. Segelfluggelände von Itford Hill (1 engl. Meile = 1,609 km).

Gelände von Itford Hill in der Nähe von Lewes und Newhaven in der Grafschaft Sussex an der Küste Südenglands gewählt. Die Auswahl des Geländes muß als außerordentlich geschickt bezeichnet werden. Über das Gelände selbst ist näheres an anderer Stelle gesagt.

Zur Unterstützung der Teilnehmer hatte die englische Fliegertruppe eine Anzahl von Hilfsmannschaften sowie eine Fesselballonwinde zum Heraufschaffen der Flugzeuge vom Zeltlager auf die Bergkuppe gestellt. Wie in der Rhön gestaltete sich das Heraufschaffen der zu Tal geflogenen Flugzeuge sehr zeitraubend. Hier war Fokker mit seinem Kraftwagentransport sehr im Vorteil. Fokker hatte sich frühzeitig mit dem Gelände vertraut gemacht; er hatte auch noch vor Beginn des Wettbewerbes, am 10. Oktober, den ersten Segelflug in England in der Gegend von Newhaven ausgeführt. Während des Wettbewerbes nahm er außer seiner fliegerischen Tätigkeit Drachenaufstiege vor. Fokker war es auch, der, am ehesten mit den Windverhältnissen vertraut, den englischen Segelfliegern zeigte, wie man bei den steil aufwärts gerichteten Hangwinden geringen Bereichs unmittelbar am Hang kleben bleiben muß, wenn man nicht aus dem Hangwindbereich herauskommen will; er hat dadurch nicht wenig zum Gelingen des englischen Wettbewerbes beigetragen.

Zum Wettbewerb waren, wie aus der beistehenden Zahlentafel hervorgeht, 35 Flugzeuge gemeldet worden. Etwas mehr als die Hälfte davon ist auch wirklich zum Wettbewerb erschienen. Eines davon — eine Art »fliegender Segelyacht« mit richtiggehenden Masten und Segeln sowie »Paddelvorrichtung« — wurde angeblich bei dem »Überführungsflug« von Sherness nach Itford Hill stark beschädigt! Unter den Teilnehmern finden sich sehr bekannte Namen englischer Flieger und Flugzeugkonstrukteure wie Raynham, Gordon-England, Wright, Courtney, Merriam, Olley, Hinchliffe, der aber nicht teilnahm, Stocken, der Einflieger der Aircraft Disposal Co., Gray, gegen Kriegsende Staffelführer des englischen Bombengeschwaders, Handasyde, Herne, De Havilland, Sayers, der technische Leiter von »The Aeroplane« u. a. m. An Ausländern wären Fokker mit seinen Doppeldeckern und die Franzosen Maneyrol mit dem Peyret-Tandem-Eindecker sowie Barbot mit dem Dewoitine-Segeleindecker[1]) zu nennen, wenn man von dem Inder H. R. Singh, der zum Wettbewerb selbst nicht erschien, absehen will. Deutschland war nur durch ein deutsches Flugzeug vertreten, den Eindecker »Blaue Maus« der Flugwissenschaftlichen Vereinigung Aachen, den Jeyes, Engländer und Student an der Technischen Hochschule Aachen, flog. Jeyes hatte auch zum diesjährigen Rhön-Wettbewerb gemeldet, war aber nicht erschienen. Das Ausland war mithin nur durch Holland und Frankreich genügend vertreten. Die überwiegende Zahl der zum Wettbewerb erschienenen Flugzeuge sind Eindecker; von Doppeldeckern kamen lediglich die beiden Fokker-Doppeldecker ernstlich in Frage. Hängegleiter waren durch den Charakter des Wettbewerbes von vornherein ausgeschlossen. Eine Prüfung von Flugzeugen und Fliegern seitens der Wettbewerbsleitung fand nicht statt; ob durch eine solche, nach deutschem Muster durchgeführte Prüfung nicht verschiedene ernste Stürze hätte vermeidbar werden lassen, sei dahingestellt. Von schweren Unfällen ist die Veranstaltung verschont geblieben, obgleich eine Reihe Stürze zu verzeichnen gewesen ist. Herne erlitt auf einem De Havilland-Eindecker in der Luft einen regelrechten Flügelbruch, blieb aber zum Glück unversehrt. Ebenso verliefen Stürze von Merriam und Jeyes, bei denen die Flugzeuge starke Beschädigungen erlitten. Bedenklicher waren die Stürze von Gordon-England, der einen schweren Knöchelbruch, und Stocken, der eine leichte Verletzung am Auge davontrug. Jedenfalls konnten auch diese, durchwegs sehr bedenklich ausschauenden Stürze davon überzeugen, wie wenig gefährlich der Segelflug an sich ist.

[1]) Vgl. ZFM 1922, S. 294.

Die Leistungen im Wettbewerb hier im einzelnen zu schildern, würde zu weit führen. Wie immer, wurden die aussichtsreichsten Flugzeuge erst kurz vor Beginn und während des Wettbewerbs fertig. Die in Erscheinung getretenen Führer hatten — abgesehen von Maneyrol und Fokker — keinerlei Erfahrung im motorlosen Flug. Barbot beschädigte seinen Dewoitine-Segeleindecker zu Beginn des Wettbewerbs so stark, daß er ausscheiden mußte. Die erfolgreichen Flieger sind sämtlich langjährige Motorflugzeugführer. Der Sieger Maneyrol fliegt beispielsweise seit mehr als zehn Jahren und ist gegenwärtig Einflieger der Morane-Saulnier-Werke. Raynham ist einer der bekanntesten englischen Friedensflieger. Ebenso sind Gray, Courtney, Gordon-England, Olley und Wright Berufsflieger. Jeyes hat anscheinend nur auf Gleitflugzeugen geschult und ist nicht als Motorflugzeugführer ausgebildet. Seine Gleitflugkenntnisse reichten wohl in Itford Hill für die starken

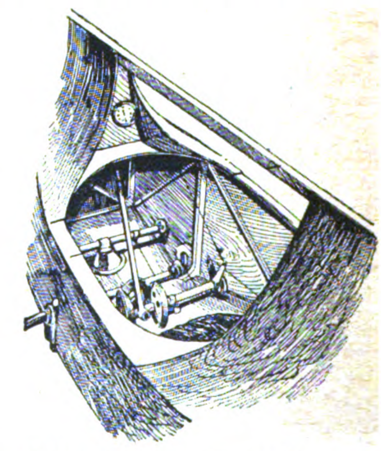


Abb. 6. Sitz und Steuerung des Peyret-Eindeckers.

Winde nicht aus, um den Aachener Eindecker sicher beherrschen zu können. Die erzielten Leistungen waren an den einzelnen Tagen:

16. Oktober:

Raynham (Handasyde, Melde-Nr. 2) . . .	1 min 58 s
Raynham (Handasyde, Melde-Nr. 2) . . .	11 min 23 s
Fokker (Fokker-Zweisitzer, Melde-Nr. 19)	7 min 31 s
Herne (De Havilland, Melde-Nr. 33) . . .	2 min 38 s (Sturz)
Broad (De Havilland, Melde-Nr. 4)	2 min 18 s
Jeyes (Aachen, »Blaue Maus«, Melde-Nr. 15)	3 min 1 s
Fokker (Fokker-Zweisitzer, Melde-Nr. 19)	37 min 6 s
Gordon-England (England, Melde-Nr. 13)	4 min 32 s

Flugzeuge des englischen Segelflug-Wettbewerbs von Itford Hill.

Nr. des Flugzeuges	Hersteller	Führer	Bauart	Spannweite m	Länge m	Tragfläche m²	Leergewicht kg	Fluggewicht [1] kg	Flächenbelastg. kg/m²	Bemerkungen
1	E. T. Prosser	E. T. Prosser	Doppeldecker	12,2	8,8	—	86	∼ 156	—	Nicht geflogen (beim Aufrüsten zerstört)
2	Handasyde Aircraft Co.	F. P. Raynham	Eindecker	10,97	5,18	14,60	72,5	∼ 143	9,8	Erfolgreich
3	G. W. Cain	G. W. Cain	Eindecker	11,0	5,35	—	55	∼ 125	—	Sprungversuche, Fahrradantrieb für den Start
4	De Havilland Co.	H. S. Broad	verspannter Eindecker	15,25	8,23	20,44	114	182	8,9	Ein Flug
5	Ch. Christopher	Ch. Christopher	Eindecker mit Schwingflügeln	7,0	5,5	—	23	∼ 93	—	Flügel mit Handantrieb
6	H. E. Waite	H. E. Waite	Eindecker	16,45	4,57	—	—	—	—	—
7	J. M. Hargreaves	J. M. Hargreaves	Doppeldecker	7,6	6,1	—	—	—	—	Flügel holmlos u. mit Holz beplankt
8	British Helicopter Co.	Purton	Hubschrauber mit Fußantrieb	4,60	3,10	—	—	—	—	Wird von zwei Mann angetrieben
9	J. O. Freddy	J. O. Freddy	Tandem-Eindecker	6,1	8,85	—	67,5	∼ 138	—	Nicht erschienen, da unterwegs beschädigt. Ähnelt einer Segeljacht. Paddelantrieb.
10	C. Frobisher	C. Frobisher	Eindecker mit Schlagflügeln	9,15	4,58	—	45,5	∼ 116	—	Schlagflügel mit Fußantrieb
11	A. P. Maxfield	A. P. Maxfield	Doppeldecker	7,90	5,65	—	50	∼ 120	—	—
12	H. S. Dixon	H. S. Dixon	Eindecker mit Schwingflügeln	9,15	3,95	—	27	∼ 97	—	Schlagflügel mit Fußantrieb
13	G. England Ltd.	Gordon England	freitragender Eindecker	8,55	5,35	11,2	39	104	10,2	Durch schweren Sturz ausgeschieden; mehrere kleinere Flüge
14	A. H. Knott	A. H. Knott	Eindecker mit Luftschraube	6,1	3,65	—	36	∼ 106	—	Luftschraube m. Fußantrieb
15	J. Jeyes	J. Jeyes	freitragender Aachen-Eindecker	9,50	6,35	15,5	53	∼ 123	8,0	Muster »Blaue Maus«; mehrere kleinere Flüge. Durch Bruch ausgeschied.
16	J. H. Robertson	J. H. Robertson	Eindecker	—	—	—	—	—	—	»Patent-Flügel«
17	Wright-Courtney-Sayers	Wright-Courtney	freitragender Eindecker	12,8	7,85	21,8	87	160	7,3	Kleinere Versuchsflüge
18	F. W. Merriam	F. W. Merriam	freitragender Eindecker	11,0	5,95	—	91	∼ 161	—	Durch Bruch beim ersten Fluge ausgeschieden
19	A. H. G. Fokker	Fokker, Olley	zwei Gitterschwanz-Doppeldecker	8,0	5,6	27	80	∼ 150	5,6	Einsitzer (»scout«) erfolgreich
				12,0	6,5	36	90	∼ 230	6,4	Zweisitzer erfolgreich
		W. Hinchliffe	ein Eindecker	10	6	—	90	∼ 160	—	Nicht erschienen
20	C. O. Smeaton	C. O. Smeaton	verspannter Eindecker	7,0	5,05	—	64	∼ 134	—	—
21	W. L. Jennings	W. L. Jennings	verspannter Eindecker	7,0	5,05	—	64	∼ 134	—	Wie Melde-Nr. 20
22	L. Peyret	Maneyrol	Tandem-Eindecker	6,60	5,34	14,2	67,5	∼ 138	9,7	Weltrekord im Dauerflug, Sieger im Daily Mail-Wettbewerb
23	S. H. G. Brown	S. H. G. Brown	Eindecker	—	—	—	—	—	—	—
24	InventionsDt.Co.	R. M. Balston	Eindecker	11,0	4,30	—	—	—	—	—
25	H. R. Singh	H. R. Singh	Eindecker	5,8	4,6	—	53	∼ 133	—	Muster »Bengalee«
26	Dewoitine	Barbot	freitragender Eindecker	11,3	4,85	11,5	110	∼ 180	15,6	Gleiches Flugzeug wie beim franz. Wettbewerb
27	R. H. Stocken	R. H. Stocken	Eindecker	13,72	6,48	—	—	—	—	Muster »Airdisco«. Kleinere Flüge
28	A. Jackson	A. Jackson	Eindecker	—	—	—	—	—	—	—
29	N. R. Gordon	N. R. Gordon	Schlagflügel-Eindecker	—	—	—	—	—	—	—
30	Kingwell and Son	G. Collier	Doppeldecker mit Luftschraube	—	—	—	—	—	—	Luftschraube durch Windrad angetrieben!
31	Gray-Buchanan	A. Gray	freitragender Eindecker	—	—	—	—	∼ 300	—	Besteht aus Oberflügel vom Fok D VII und Bristol-»Fighter«-Rumpf. Erfolgreich.
32	Winchester	Brynildsen	Doppeldecker	—	—	—	—	—	—	—
33	D. C. Herne	D. C. Herne	verspannter Eindecker	15,25	8,23	20,44	114	182	8,9	De Havilland-Eindecker wie Melde-Nr. 4. Nach Flügelbruch abgestürzt. Ein Flug
34	J. G. Lee	J. G. Lee	Doppeldecker	—	—	—	—	—	—	—
35	Hetheringthon	Hetheringhton	Eindecker	—	—	—	—	—	—	—

[1]) Wo nähere Angaben über das Fluggewicht fehlen, ist ein Insassengewicht von 70 kg eingesetzt worden.

17. Oktober:

Raynham (Handasyde, Melde-Nr. 2) . . .	3 min 15 s
Raynham (Handasyde, Melde-Nr. 2) . . .	1 h 53 min 2 s
Gordon-England (England, Melde-Nr. 13)	2 min 7 s

18. Oktober:

Gordon-England (England, Melde-Nr. 13)	1 min 31 s
Jeyes (Aachen »Blaue Maus«, Melde-Nr. 15)	2 min 47 s (Sturz)

19. Oktober: Kein Flug.

20. Oktober:

Stocken (Airdisco, Melde-Nr. 27)	3 min 18 s
Olley (Fokker-Zweisitzer, Melde-Nr. 19) . .	3 min 21 s

21. Oktober:

Maneyrol (Peyret, Melde-Nr. 22)	3 h 21 min 7 s
Olley (Fokker-Zweisitzer, Melde-Nr. 19) . .	38 min 47 s

Olley (Fokker-Zweisitzer, Melde-Nr. 19) . .	49 min —
Raynham (Handasyde, Melde-Nr. 2) . . .	8 min 30 s
Gordon-England (England, Melde-Nr. 13)	52 s (Sturz)
Raynham (Handasyde, Melde-Nr. 2) . . .	11 min 54 s
Gray (Gray-Buchanan, Melde-Nr. 31) . . .	1 h 0 min 4 s

Die einzelnen Führer erreichten an Gesamtzeiten während des Wettbewerbes:

Maneyrol (Peyret, Melde-Nr. 22)	3 h 21 min 7 s
Raynham (Handasyde, Melde-Nr. 2) . . .	3 h 33 min 2 s
Olley (Fokker-Zweisitzer, Melde-Nr. 19, meist mit Fluggast)	1 h 31 min 8 s
Gray (Gray-Buchanan, Melde-Nr. 31) . . .	1 h 0 min 4 s
Fokker (Fokker, Melde-Nr. 19, meist mit Fluggast)	44 min 9 s
Gordon-England (England, Melde-Nr. 13)	9 min 2 s
Jeyes (Aachen, »Blaue Maus«, Melde-Nr. 15)	5 min 48 s
Stocken (Airdisco, Melde-Nr. 27)	3 min 18 s
Herne (De Havilland, Melde-Nr. 33) . . .	2 min 38 s
Broad (De Havilland, Melde-Nr. 4) . . .	2 min 18 s

Der Preis der »Daily Mail« wurde Maneyrol, weitere Preise an Raynham, Olley und Gray für Erfolge im Dauerfluge zugesprochen. Bemerkenswert ist, daß die Flüge von Maneyrol und Gray, mit denen die Preise errungen wurden, gleichzeitig auch die ersten und einzigen Flüge dieser Flugzeuge und Flugzeugführer während des Wettbewerbs darstellen. Während Maneyrol den Peyret-Tandem-Eindecker schon in kleineren Flügen auf dem Puy- de Combegrasse versucht hatte, war Gray erst am Morgen des Tages seines Stundenfluges in Itford Hill angelangt; er hatte weder Gelegenheit gehabt, den

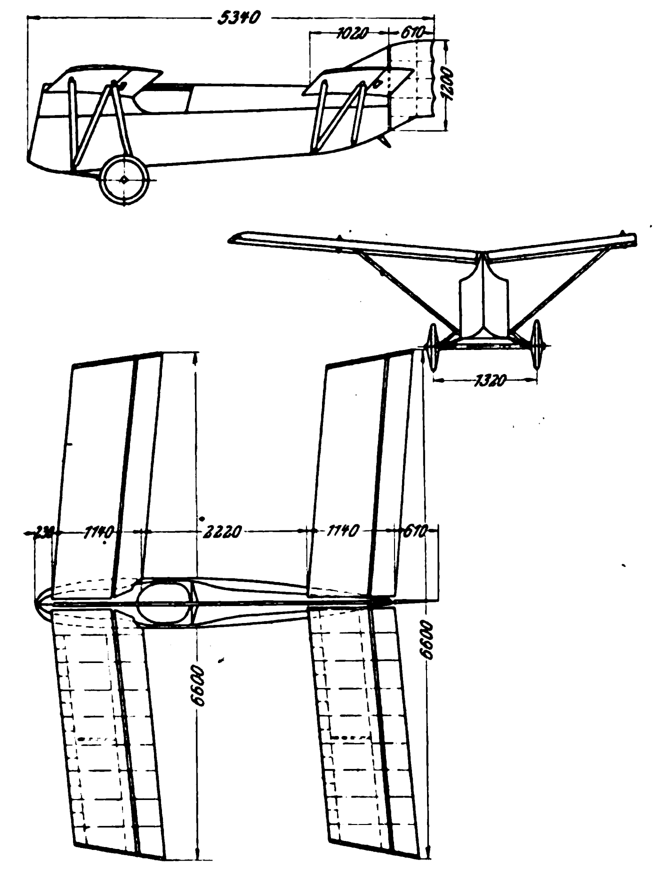


Abb. 7. Peyret-Tandem-Segeleindecker.

Eindecker vorher zu erproben, noch selbst einige Übung im motorlosen Fluge zu gewinnen. Diese Leistung scheint daher vom sportlichen Gesichtspunkt aus sehr hoch einzuschätzen und mag als Beweis dafür anzusehen sein, daß für einen erfahrenen Motorflugzeugführer der Segelflug im Hangwind nichts allzu Neues bietet.

Der Wettbewerb hat nur Erfolge im statischen Segelflug zeitigen lassen; ein dynamischer Segelflug, d. h. ein Segeln allein unter Ausnutzung der wagrechten Windschwankungen ist nicht beobachtet worden. Es hatte auch keines der teilnehmenden Flugzeuge Einrichtungen aufzuweisen, die darauf hätten schließen können, daß man dynamische Segeleffekte auszunutzen trachtete. Somit hat uns auch der englische Wettbewerb, so erfolgreich wie er auch sportlich sein mag, dem dynamischen Segelflug um keinen Schritt näher gebracht. Die Lösung dieses Problems bleibt anscheinend noch uns vorbehalten.

B. Die teilnehmenden Flugzeuge[1]).

Die teilnehmenden Flugzeuge von Itford Hill zeigen nicht die Mannigfaltigkeit der Ausführungen, die man von unseren Rhönbewerbern her kennt. Bedenkt man, daß ja der Wettbewerb nur die Bezwingung der deutschen Dauerhöchst-

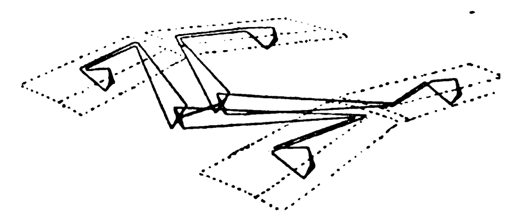


Abb. 8. Steuerschema des Peyret-Eindeckers.

leistungen im Segelfluge zum Ziele hatte und dadurch eine recht einseitige Auffassung vertrat, zudem das Streben nach wissenschaftlicher Erkenntnis auf dem Gebiete der Flugtechnik in England doch nicht so allgemein ist wie bei uns, so wird dies begreiflich erscheinen. Mannigfaltigkeit zeigte sich so nur unter den »Flugmaschinen«, die bei keinem Segelflugwettbewerb zu fehlen scheinen und davon überzeugen, daß Erfinderdrang durchaus nicht mit irgendwelchen geistigen Qualitäten gepaart sein muß und daß gerade der motorlose Flug für manche einen Hauptreiz ausübt, um sich mit Naturgesetzen in Widerspruch zu setzen. Wir werden weiter unten einige dieser Produkte der Flugtechnik aufzählen; sie sind ja schließlich auch ganz lehrreich, wenn sie vielfach auch mehr psychologisches als technisches Interesse bieten können.

Die erfolgreichen Flugzeuge lassen sich in großen Zügen, etwa in zwei Gruppen einteilen, nämlich in solche, die sich den Hannover-»Vampyr« zum Vorbild genommen hatten und in solche, die eigene Ideen verkörperten. Zu den ersteren gehören der C. W. S. (Courtney-Wright-Sayers)-Eindecker, der Gordon-England-Eindecker, der Handasyde-Eindecker und schließlich auch der Eindecker von Gray-Buchanan. Wohl können diese Flugzeuge — vielleicht mit Ausnahme der Eindecker von C. W. S. und Gordon-England — nicht als Nachbauten des bewährten deutschen Segeleindeckers bezeichnet werden. Im allgemeinen Aufbau, der Hochdeckeranordnung eines sorgfältig durchgebildeten freitragenden Flügels, dem eckigen Rumpf, der normalen Steuerung und der reichlichen Sperrholzverwendung verkörpern sie jedoch die wesentlichsten Baugedanken, die im Hannover-Segeleindecker ihren Niederschlag gefunden haben. Jedenfalls hat dieser Eindecker einen erheblichen Einfluß auf die englischen Segelflugzeuge ausgeübt. Damit hat der zwar noch sehr junge, eben erst entstandene englische Segelflugzeugbau eine Einheitlichkeit aufzuweisen, die dem unseren und dem der Franzosen fremd ist. Der normale Hochdecker mit Holzaufbau herrscht vor. Die Eindecker Airdisco, C. W. S., Handasyde und Merriam haben nach Art des »Vampyr« ein entlastetes Höhenruder ohne Flosse. Vom freitragenden Flügel wird viel Gebrauch gemacht (Ausnahme: De Havilland, Merriam und Peyret). Hängegleiter und Flugzeuge mit reiner Flügelsteuerung waren auf dem englischen Wettbewerb nicht vertreten; ebenso fanden sich unter den geflogenen Flugzeugen keine ausgesprochenen Segelflugzeuge mit besonders betonter Eigenstabilität, wie sie bei uns z. B. durch die Weltenseglereindecker vertreten sind. Von Doppeldeckern kamen nur die beiden leichten Fokkerdoppeldecker,

[1]) Die Abbildungen entstammen zum größten Teil den englischen Fachzeitschriften »The Aeroplane« und »Flight«.

die ja von der Rhön her bekannt sind, in den eigentlichen Flugwettbewerb. Außenseiter sind in konstruktiver Hinsicht der Aachener Segeleindecker und der Peyret-Eindecker.

Der Peyret-Tandem-Eindecker (Abb. 7), dessen Leistung allgemein überrascht hat, ist der Entwurf eines Betriebsleiters der Morane-Saulnier-Werke und zeigt enge An-

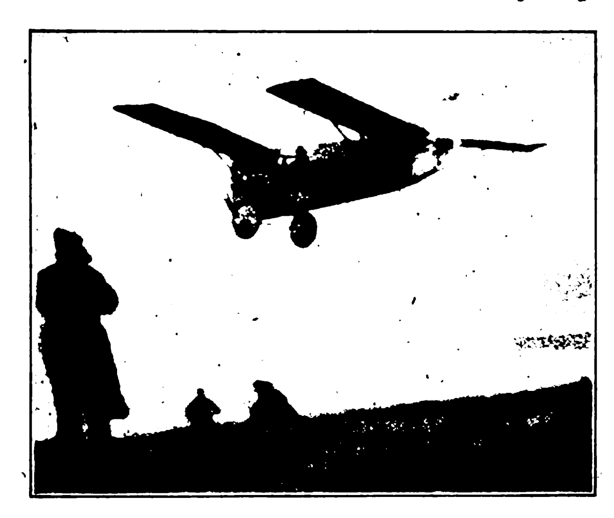


Abb. 9. Maneyrol auf Peyret-Eindecker beim Start.

lehnung an die Anschauungen des Flugforschers Langley, durch dessen Arbeiten ja seinerzeit auch die Gebrüder Wright, Curtiss, Blériot u. a. m. weitgehend beeinflußt worden sind[1]). Es handelt sich hierbei um einen Tandemeindecker mit gleichgroßen, hintereinander angeordneten Flügeln, von denen der vornliegende einen größeren Einstellwinkel besitzt. Beide Flügel sind V-förmig gestellt und pfeilförmig zurückgebogen, um eine hohe Eigenstabilität zu erhalten und um den Insassen hinter dem Vorderflügel unterbringen zu können. Die Überraschung, die der Sieg dieses Eindeckers in Fachkreisen hervorrief, ist verständlich, war man doch bisher von der Bedeutung einer möglichst geringen Sinkgeschwindigkeit und damit günstigster aerodynamischer Durchbildung zu überzeugt, um annehmen zu können, daß eine aerodynamisch ungünstige Flugzeugform, wie sie ein Tandemeindecker nach unserem heutigen Wissen ja darstellt, als Sieger aus einem Segelflug-Wettbewerb hervorgehen könnte. Bei dem Siege von Maneyrol lag aber lediglich eine Drachenwirkung in starkem und steilem Hangwind vor, bei der es eben nicht auf eine geringe Sinkgeschwindigkeit, d. h. Flugökonomie, sondern ausschließlich auf gute Steuerbarkeit ankam, um aus dem Hangwindbereich nicht herauszukommen. Bei den günstigen Verhältnissen, die das Gelände von Itford Hill aufweist, ist eben die Sinkgeschwindigkeit für reine Dauerflüge ziemlich bedeutungslos. Hier kommt es nur auf ausreichende Steuerbarkeit an, sonst »segelt jedes Scheunentor bei günstigem Wind«, wie Fokker sich ausgedrückt hat. Darum vermag uns auch der englische Wettbewerb keinen rechten Vergleich mit dem Rhön-Segelflug zu gestatten.

[1]) Peyret ist in der Geschichte der Flugtechnik nicht unbekannt. Bereits während seines Militärdienstes, den er unter dem unvergessenen Hauptmann Ferber als Sappeur in Chalais ableistete, zeigte er sich für die Arbeiten Langley's besonders eingenommen. 1905 trat er dann als Betriebsleiter zu der neugegründeten Flugzeugfabrik von Gabriel Voisin & Blériot über, um dann nach der Trennung der beiden letzteren zu der neuen Fabrik von Blériot überzugehen. Dort bestimmte er Blériot nach dem Mißerfolge mit dem ersten Zanonia-Enteneindecker (Nr. 4) 1906 zum Bau eines Tandem-Eindeckers nach dem Vorbilde Langley's (Blériot Nr. 5 mit 24 PS-Antoinette-Motor). Mit diesem Eindecker, der übrigens auf Vorschlag Peyrets einen ähnlichen Steuerknüppel mit Kegelraddifferential erhielt wie der oben wiedergegebene Segeleindecker, hat dann Blériot seine ersten erfolgreichen Flüge auszuführen vermocht. (Ferber, L'Aviation, Paris 1908, S. 112 und 116 ff.) Man darf sagen, daß die späteren Blériot-Eindecker aus diesem Tandemflugzeug entwickelt worden sind. Diese Ansicht wird auch von Curtiss in Verfechtung der Pioniertätigkeit von S. P. Langley seit längerem vertreten.

Es verdient festgehalten zu werden, daß Peyret nach fast zwanzigjährigem zähen Festhalten an seinen einmal gewonnenen Anschauungen jetzt doch noch zu einem so schönen, wohlverdienten Erfolge gekommen ist! W.

Das Problem der Steuerbarkeit ist beim Peyret-Eindecker in ausgezeichneter Weise gelöst; Höhen- und Quersteuerung entsprechen etwa der bei uns vielfach verwendeten Flügelsteuerung, ohne den Nachteil großer Knüppelkräfte aufzuweisen. Der Konstrukteur hat offenbar planmäßig auf hohe Steuerbarkeit hingearbeitet und darüber die günstige aerodynamische Durchbildung zurücktreten lassen. Jeder der beiden Flügel, deren Abstand voneinander nur das 1,95-fache der Flügeltiefe beträgt, besitzt längs seiner ganzen Spannweite bewegliche Ruder, deren gleichbleibende Tiefe etwas geringer als ein Drittel der Flügeltiefe ist (1/3,3 t). Jeder Flügel hat bei 7,1 m^2 Fläche zwei derartige Ruder von je rd. 1,07 m^2 Inhalt, so daß von der gesamten Tragfläche von 14,2 m^2 rund 4,3 m^2 zu Steuerzwecken verfügbar sind, d. h. rd. 30 vH der Tragfläche sind steuerbar. Ein so hoher Ruderflächenanteil ist auch bei deutschen Segelflugzeugen (abgesehen von denen mit reiner Flügelsteuerung) ungebräuchlich. Neben der Größe der Ruder spielt auch ihre Formgebung eine wesentliche Rolle für ihre Wirksamkeit. Die Ruder des Peyret-Eindeckers sind lang und schmal bei einem Seitenverhältnis von 1 : 9,5. Das Seitenverhältnis des Tragflügels ist dagegen nur 1 : 5,8.

Die Flügelruder des Eindeckers dienen einem doppelten Zweck, nämlich dem der Quer- und dem der Höhensteuerung. Da hier der hintere Flügel, der zwar aus Stabilitätsrücksichten einen erheblich kleineren Anstellwinkel als der vordere, d. h. geringere Belastung aufweist, infolge seines geringen Hebelarmes zum Schwerpunkt nicht als eigentliches Schwanzleitwerk in der üblichen Art zur Höhensteuerung herangezogen werden kann, muß durch verbundenes Ruderlegen auch der Vorderflügel zur Höhensteuerung benutzt werden. Gleichzeitig erhält man dadurch analog der Flügelsteuerung eine unmittelbare und daher sehr rasche Ruderwirkung, was gerade für den Segelflug außerordentlich schätzenswert ist. Das Schwanzleitwerk der üblichen Flugzeugbauart ergibt ja stets nur eine mittelbare Steuerwirkung durch Einleiten einer Drehung des Flugzeuges. Bei einem Höhensteueranschlag des Peyret-Eindeckers werden die Ruder des Vorderflügels auf beiden Seiten im entgegen-

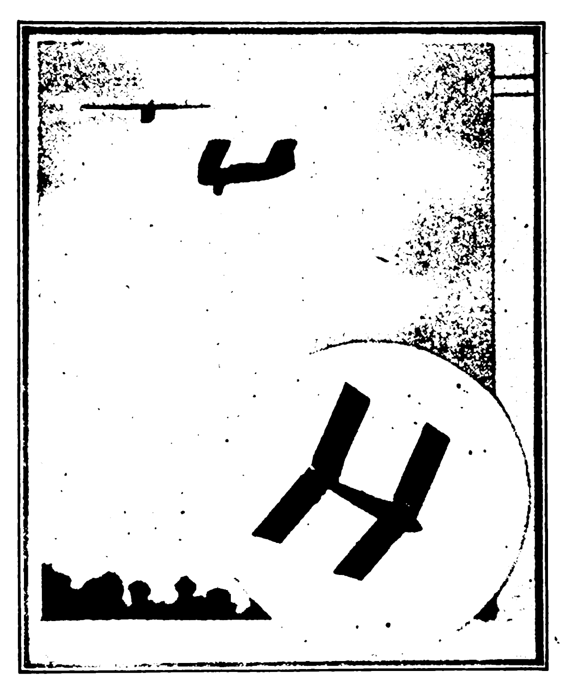


Abb. 10. Maneyrol und Gray während ihrer Dauerflüge am 21. Oktober.

gesetzten Sinne zu denen des Hinterflügels ausgeschlagen; beispielsweise werden beim Ziehen die Vorderflügelruder nach unten und die Hinterflügelruder nach oben ausgeschlagen.

Zur Quersteuerung werden die beiden Ruder jeder Flügelseite in Vorder- und Hinterflügel in gleichem Sinne ausgeschlagen. Auch hier dürfte die Steuerwirkung gegenüber der

gebräuchlichen Eindeckerbauart erhöht und nur etwa der Flügelsteuerung vergleichbar sein.

Zur Erzielung dieser Ruderbetätigung dient ein am Knüppel angeordnetes Kegelrad-Differential (Abb. 4), wie es vom Kraftwagenbau her bekannt ist. Bei Vor- und Rückwärtsbewegen des Knüppels wird die geteilte Querwelle im

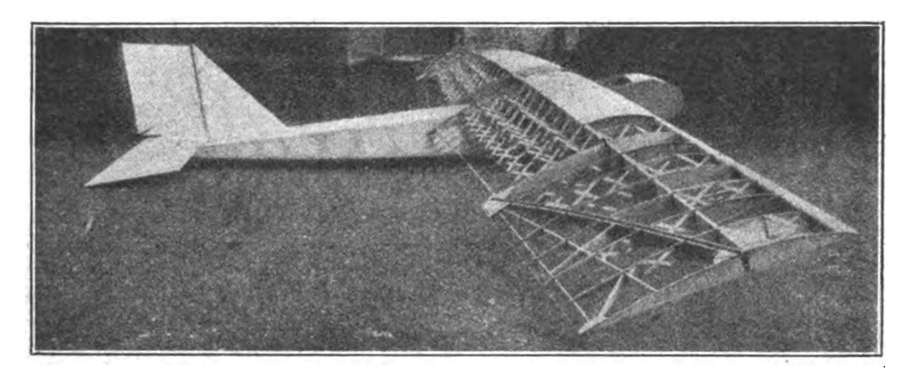


Abb. 11 Handasyde-Segeleindecker im Rohbau.

gleichen Sinne verdreht und nimmt die vier darauf sitzenden Steuerhebel mit. Beim seitlichen Schwenken des Knüppels wird das vornliegende Kegelrad mitgenommen und läßt unter Vermittlung der beiden seitlichen Kegelräder die beiden Querwellenteile wechselsinnig gegeneinander verdrehen, so daß die beiden Steuerhebel der einen Flügelseite gegen die der anderen Seite verschwenkt werden. Das Steuerschema geht aus Abb. 8 hervor. Zur Seitensteuerung dient ein an eine dreieckige Flosse von 0,28 m^2 angeschlossenes Seitenruder von 0,58 m^2 Flächeninhalt. Es wird in üblicher Weise durch einen Fußhebel betätigt. Infolge der großen Führungsflächen des kantigen Rumpfes erscheint das Flugzeug an sich wohl kursstabil; eine Vergrößerung des Seitenruders hat sich mit Rücksicht auf den geringen Hebelarm aber als wünschenswert gezeigt. Bei dem Rekordflug Maneyrols zeichnete sich der Eindecker durch sehr geringe Flügelruderausschläge sowie langsame, aber größere Seitenruderausschläge aus. Die große Steuerbarkeit des Eindeckers überraschte allgemein und übertraf bei weitem alle Flugzeuge des Wettbewerbes. Die Kurven wurden sehr kurz genommen und scharf ausgeflogen, trotzdem wurde bei keiner Kurve ein voller Ruderausschlag benötigt.

In rein aerodynamischer Hinsicht kann uns der Eindecker nicht befriedigen. Seine Sinkgeschwindigkeit ist zweifellos höher als die bewährter deutscher Segeleindecker. Er braucht zum Segeln starke und steile Aufwinde, und es erscheint sehr fraglich, ob Maneyrol in der Rhön überhaupt zu einem statischen Segelfluge gekommen wäre. Für diese geringe aerodynamische Wirtschaftlichkeit sind zwei Gründe maßgebend: die Tandemanordnung der Flügel und der verhältnismäßig hohe schädliche Widerstand des Flugzeuges an sich. Was die Verschlechterung des aerodynamischen Wirkungsgrades durch die Tandemanordnung infolge der gegenseitigen Beeinflussung der beiden Flügel anbelangt, so sind dafür die Prandtlsche Tragflügeltheorie und Windkanalversuche beweisführend; die bisher versuchten Tandem-Motorflugzeuge (Oertz-Flugboot, Caproni-»Capronissime«-Flugboot usw.) sind allerdings zunächst immer an der mangelhaften Stabilität und Steuerbarkeit gescheitert. Der hohe schädliche Widerstand hängt mit der leichten Bauart des Flugzeuges (Leergewicht 67,5 kg) zusammen. Dabei war die Festigkeit wohl in allen Teilen ausreichend, um den starken Winden von Itford Hill standhalten zu können; anfangs hatte man starke Bedenken wegen der Baufestigkeit gehabt.

Die konstruktive Durchbildung des Flugzeuges muß als sorgfältig bezeichnet werden. Die gleich großen Flügel, von denen der vordere aus Stabilitätsgründen höher belastet ist, sind geteilt an dem Rumpfaufbau angesetzt und durch N-Stiele aus verkleidetem Duraluminrohr etwa in halber Spannweite gegen die Rumpfunterkante abgestützt. Eine freiliegende Flügelverspannung ist nicht vorgesehen. Die Befestigung der aus drei Einzelstreben zusammengesetzten N-Flügelstiele, die ja auf Zug und Druck beansprucht werden, erfolgt in einfacher Weise durch an der Vorderstrebe befestigte Ösenschrauben, deren Bolzen durch Ösen am Flügelholm und an den anderen Streben hindurchgesteckt und mittels Mutter gesichert werden. Die Flügel besitzen einen dünnen, stark gewölbten Querschnitt. Das Flügelgerippe besteht aus zwei Duralumin-Rohrholmen, auf denen leichte Haupt- und Hilfsrippen aufgezogen sind.

Der Rumpf ist mit Rücksicht auf die starken verdrehenden und biegenden Beanspruchungen, denen er ausgesetzt ist, besonders fest ausgeführt. Er ist aus fünf Holzholmen mit Sperrholzbeplankung aufgebaut und besitzt einen fünfeckigen Querschnitt. Der dachförmige Aufbau auf dem vierkantigen Hauptgerüst ist wie eine Art »Rumpfgrat« mit eingewölbten Wänden hergestellt, um den Ausblick vom Führersitz zu verbessern. An dem Rumpfgrat bzw. dem oberen Holm sind die Flügel angesetzt. Dieser obere Holm ist auch da, wo der Rumpfaufbau zur Aufnahme des Insassen ausgespart ist, durchgeführt und läuft somit über den Kopf des Führers hinweg. Der Führer, der etwa im ersten Drittel des Rumpfes ganz in diesem sitzt, ist bei Stürzen, Überschlag usw. ungemein geschützt, zumal da auch vor ihm außer dem Steuerknüppel keinerlei Holme od. dgl. angeordnet sind, wie man dies häufig genug noch antrifft. Auch von diesem Gesichtspunkt aus ist der Eindecker wohl durchdacht. Im Führersitz ist ein Windgeschwindigkeitsmesser angebracht, von dem Maneyrol während seines Rekordfluges viel Gebrauch gemacht zu haben scheint.

Der Eindecker besitzt ferner ein mit zwei Rädern ausgestattetes Fahrgestell mit Gummifederung. Auch dieses Teil ist recht sorgfältig durchgebildet. Die unter dem Rumpf durchlaufende, verkleidete Achse wird beidseitig durch eine Federstrebe gehalten. Am Rumpfheck sitzt ein kleiner Schleifbügel,

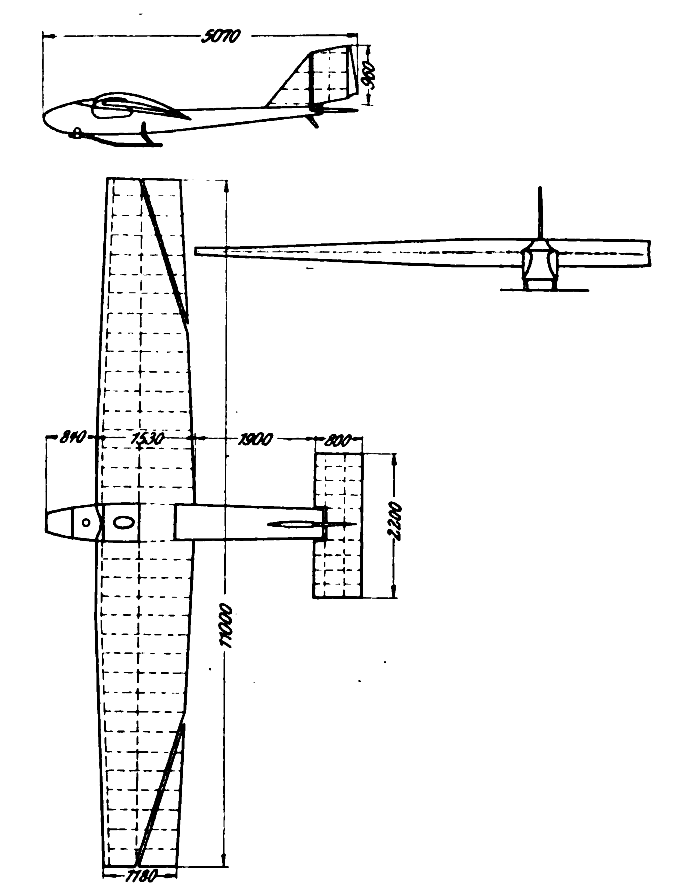


Abb. 12. Handasyde-Segeleindecker.

der an die der alten Blériot-Eindecker gemahnt. Für den Start werden unter diesen Schleifbügel Räder untergesetzt, die nach dem Abflug auf der Erde bleiben. Der Start erfolgt mittels einer gespannten Gummischnur; jedoch wird der Eindecker zum Spannen der Gummischnur nicht an den Flügeln gehalten, sondern mit dem Rumpfheck an einen Zeltanker mittels einer Auslösevorrichtung gefesselt.

Der Handasyde-Eindecker (Abb. 11 u. 12), der von Raynham erfolgreich geflogen worden ist, zeigt sowohl an den Hannover-, als an den Darmstadt-Segeleindecker Anlehnung. Es ist ein freitragender Hochdecker mit einem nach außen leicht an Tiefe abnehmendem Flügel von einem mittleren Seitenverhältnis von 1 : 8 und einem dicken Joukowsky-Flügelschnitt (Göttingen 441). Der 14,6 m² große Flügel besitzt zwei Kastenholme mit Sprucegurten und Sperrholzstegen; der vordere Holm ist wie beim Hannover-»Vampyr« durch eine Sperrholzverschalung als Flügelvorderkante ausgebildet. Zur Erhöhung der Festigkeit ist der innere Flügelteil neben und über dem Rumpf zwischen den Holmen mit Sperrholz beplankt. Im übrigen ist der Flügel mit Stoff bezogen. An Stelle einer Innenverspannung findet sich eine Innenverspreizung aus leichten Latten (Abb. 11). Der Hinterholm ist vor die Flügelmitte gelegt, um eine elastische Flügelhinterkante zu erhalten; letztere wird aus einem Draht gebildet. Die im Grundriß dreieckig geformten Querruder sind an einem besonderen Holmstück, das sich zwischen einer verstärkten Rippe und dem Hinterholmende erstreckt, angelenkt. Die Quersteuerung hat sich bei dem Eindecker wider Erwarten als wenig wirksam gezeigt; vermutlich sind Flügel und Querruderlagerung nicht steif genug ausgebildet. Der Flügel nimmt nach außen hin an Dicke ab. An seinen Enden sitzen Schleifbügel. Der ganze Flügel ist unmittelbar auf dem Rumpf gelagert und an der Lagerstelle geteilt.

Der Rumpf ist ungewöhnlich klein und niedrig gehalten. Er besteht aus einem leichten Holzgerippe, das mit durch kreisförmige Aussparungen erleichterten Sperrholzplatten beplankt ist. Darüber liegt ein Stoffbezug. Das Kufengestell ähnelt dem des Darmstädter-Eindeckers. Der Rumpfquerschnitt ist — abgesehen von dem Aufbau zur Flügellagerung — annähernd quadratisch. Der Insasse ist zwischen den Flügelholmen untergebracht und hat weder geräumigen Sitzraum noch guten Ausblick. Aus einer übergeklappten Verschalung schaut der Führer nur mit dem Kopf über den Flügel heraus. Die Rumpffestigkeit hat bei den Flügen offenbar befriedigt.

Die Steueranlage stellt einen Notbehelf dar, der wohl lediglich durch die beschleunigte Herstellung des Eindeckers gerechtfertigt ist. Hier ist nämlich an Stelle einer normalen Knüppelsteuerung an der rechten Rumpfseite ein Hebel für das Höhenruder angeordnet, während die Querruder durch ein vor dem Führer am Vorderholm entlanglaufenden Seil miteinander gekuppelt sind. Durch Hin- und Herziehen dieses Seiles werden die Querruder »unmittelbar« betätigt, eine sehr primitive Anordnung, die in keiner Weise nachgeahmt zu werden verdient. Für das Seitenruder dient eine Pedalsteuerung. Im Führersitz ist ein Windgeschwindigkeitsanzeiger eingebaut.

Das Leitwerk besteht aus einem rechteckigen Höhenruder ohne Flosse, das durch Rückverlegen der Drehachse hinter die Vorderkante leicht entlastet ist. Es entspricht so ganz dem des Hannover-Segeleindeckers und ist 1,58 m² groß. Das rechteckige Seitenruder von 0,56 m² Fläche ist an eine dreieckige Kielflosse von 0,33 m² angeschlossen. Es mußte während des Wettbewerbes durch ein größeres ersetzt werden. Die Höhensteuerung hat dagegen voll befriedigt. Vermutlich, weil der Eindecker infolge seines sehr niedrigen Rumpfes im Rumpfvorderteil keine erheblichen Führungsflächen besitzt, wird ohne Seitenruderausschlag nur mit den Querrudern gekurvt. Bei seinem fast zweistündigen Rekordflug wurde Raynham bei einem zwischen 9 m/s und 16 m/s schwankenden Wind nur dadurch zur Landung gezwungen, daß er, um einem fliegenden Mitbewerber auszuweichen, aus dem Hangwindbereich herauskam und wegen mangelnder Steuerbarkeit die Hangwindströmung nicht wieder erreichen konnte. Man erkennt schon hieraus, wie wichtig die Steuerbarkeit für das Segeln im Hangwinde ist. Nach der Ansicht von Sayers benötigt der Eindecker eine Mindestgeschwindigkeit von 6,3 m/s, während der Hannover-»Vampyr«-Eindecker bereits bei 4,5 m/s Windgeschwindigkeit zu segeln vermag!

Der Gray-Buchanan-Segeleindecker (Abb. 1), mit dem Gray beim ersten Fluge über eine Stunde in der Luft blieb, könnte einesteils als eine feine Ironie seiner Erbauer über den emsig strebenden Segelflugzeugkonstrukteur und andernteils als ein zuverlässiger Beweis für die Segelgüte des Itford Hill-Geländes aufgefaßt werden. Denn dieser Segeleindecker besteht aus nichts anderem als einem Oberflügel unseres bekannten Jagdflugzeuges Fok D VII, der auf einem Rumpf des englischen Bristol-»Fighter«-Militärdoppeldeckers angebracht ist. Auch das Schwanzleitwerk des Bristol-»Fighters« ist beibehalten. Nur das Rumpfvorderteil wurde abgedeckt, der Führer da untergebracht, wo vorher der Motor gesessen hat, und die Rumpfunterseite zum Landen hergerichtet. Die Baukosten sollen sich so auf nicht mehr als 18½ sh. beziffert haben.

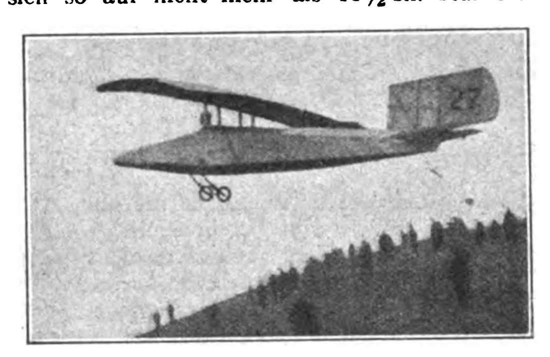


Abb. 13. Airdisco-Eindecker von Stocken im Fluge.

Für den Start wurde ein Radgestell unter den Rumpf untergeschoben.

Der Rekordflug von Gray, den er am 21. Oktober von Beacon Hill aus unternahm, überraschte allgemein. Daß das Ganze wohl einen kurzen Flug machen könnte, hatte man zwar nicht zu bezweifeln gewagt, denn schließlich waren die beiden wesentlichen Bestandteile — Flügel und Rumpf — das Fliegen gewohnt, schienen sich auch trotz ihrer Inhomogenität recht gut miteinander zu vertragen. Daß man aber mit dem »Brokker«, wie die Engländer dieses Kuriosum tauften, eine derartige Steuerbarkeit erreichen konnte, wie sie eine Stunde Segelflug im Hangwind bedingt, das hat mit vollem Recht Erstaunen hervorgerufen. Der Eindecker zeigte vor allem eine außergewöhnlich hohe Stabilität und Trägheit im Winde, die die des gleichzeitig fliegenden Peyret-Eindeckers bei weitem übertraf. Vermutlich ist dies auf die sehr viel größeren Trägheitsradien des schweren Flugzeuges, das leer rd. 225 kg wiegen soll, zurückzuführen. Gleichzeitig war die Steuerbarkeit sehr gut, aber schwerfälliger als die des Peyret-Tandemeindeckers, so daß der Flug im ganzen sehr viel ruhiger anmutete. Zur Bewertung der Steuerbarkeit wäre es wertvoll, zu erfahren, ob und wieweit die Ruder gegenüber den ursprünglichen Abmessungen geändert sind. Das Flugzeug kann natürlich nur bei stärkeren Aufwinden segeln; in der Rhön wäre es vermutlich kaum zu einem Fluge gekommen. Nach Angabe von Augenzeugen hängt der Eindecker »wie ein Drachen« im Aufwind.

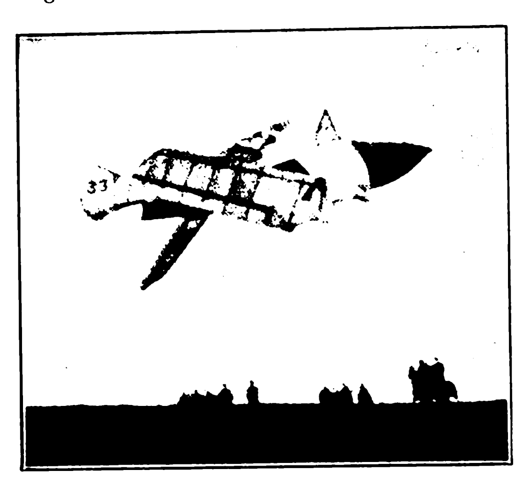


Abb. 14. Flügelbruch des De Havilland-Segeleindeckers (Herne) am 16. Oktober.

Er mag als ein weiterer interessanter Beweis dafür gelten, daß für das Hangwindsegeln nur ausreichender Aufwind und genügende Steuerbarkeit ausschlaggebend sind.

Die beiden Fokker-Doppeldecker sind aus dem Rhön-Wettbewerb bekannt[1]). Der Einsitzer wurde nur wenig geflogen;

[1]) ZFM 1922, S. 270 (Rhönheft); Flugsport 1922, S. 289.

der Zweisitzer stets mit voller Belastung. Bei dem Rekordflug von Olley am 21. Oktober wurden außer einem Fluggast noch 32 kg Ballast mitgeschleppt. Dieser Flug erforderte sehr viel Steuerbarkeit und große Geschicklichkeit des Führers. Zum Schluß kam Olley aus dem Hangwindbereich heraus und mußte am Fuß des Beacon landen. Der Gleitwinkel des Doppeldeckers wird als nicht sehr flach bezeichnet. Ein Segeleindecker älterer Bauart (Hochdecker ähnlich Fok D VIII), der ebenfalls von Fokker gemeldet war, ist in Itford Hill nicht erschienen.

Der Gordon-England-Segeleindecker, der von den George-England-Werken in Walton-on-Thames erbaut war, zeigt deutliche Anlehnung an den erfolgreichen Hannoveraner Eindecker. Der freitragende, nach außen stark an Tiefe und Dicke abnehmende Flügel erinnert ein wenig an den Aachener Eindecker, ist aber unmittelbar auf dem kantigen Sperrholzrumpf gelagert. Der ganze Eindecker ist mit 11,2 m² Tragfläche das kleinste, erfolgreich geflogene Flugzeug des englischen Wettbewerbes und mit seinem Leergewicht von nur rd. 40 kg auch das leichteste. An Stelle der Fußbälle des Hannover-Eindeckers hat England zwei Räder derart an der Rumpfunterseite angeordnet, daß sie nur ganz wenig aus dem Rumpf herausschauen. An den Enden des Flügels sind gewöhnliche, nicht entlastete Querruder angebracht. Der Führer sitzt dicht vor dem Tragflügel. Gordon-England hat mit dem Eindecker zahlreiche kleinere Flüge auszuführen vermocht. Als schwerer Nachteil zeigte sich die vollständig unzureichende Quersteuerung infolge der mangelnden Verdrehsteifigkeit der Flügel — ein häufig vorkommender Baufehler. Das Flugzeug mußte nach einem schweren Sturz infolge Überziehens, bei dem der Führer einen komplizierten Knöchelbruch erlitt, vor Schluß des Wettbewerbes ausscheiden.

Der Airdisco-Eindecker (Abb. 13) der Aircraft Disposal Co. ist ein verspannter Hochdecker mit einem nach unten gezogenen, sichelförmig geschweiften Flügel von Vogelquerschnitt. Der Flügel ist hier ähnlich wie beim Merriam-Eindecker nicht auf sondern über dem Rumpf auf kurzen Baldachinstreben gelagert, da man sich hiervon einen besseren aerodynamischen Wirkungsgrad versprach. Das zu schwache Flügelgerippe mußte nachträglich verspannt werden. Die Querruder sind groß gehalten und entlastet. Das Schwanzleitwerk ähnelt dem des Hannover-»Vampyr«. Bei den Flügen, die Stocken mit diesem »Phi-Phi« genannten Eindecker ausführte, zeigte sich bei ausreichend starkem Wind der Gleitwinkel als flach. Höhen- und Quersteuerung befriedigten; das Seitenruder reichte trotz einer nachträglich vorgenommenen Vergrößerung nicht aus. Der Eindecker schied infolge Bruchs beim Landen aus; sein Insasse trug eine leichte Augenverletzung davon.

Die mit Spannung erwarteten De Havilland-Segeleindecker von Broad und Herne enttäuschten. Es handelte sich hierbei um normal verspannte Hochdecker mit einem geraden, unmittelbar auf einem Aufbau des Rumpfes befestigten Flügel von einem Seitenverhältnis von 1 : 11,1 und einem verhältnismäßig dünnen Flügelschnitt (R. A. F. 15). Der Führer ist vor dem Flügel in der Rumpfspitze untergebracht. Flügel- und Rumpfaufbau sind normal zu nennen. Das ursprünglich vorgesehene Fahrgestell erinnerte in der Formgebung und der starken Rücklage der Radachse an das der bekannten De Havilland-Verkehrsflugzeuge; bei den Wettbewerbsflugzeugen ist die Radachse unmittelbar an den Rumpfholmen angebracht. Der Rumpf besitzt einen fünfeckigen Querschnitt. Die Ruder sind sehr groß bemessen.

Bemerkenswert ist die »Differentialsteuerung« der Querruder, die De Havilland bereits seit langem bei seinen Motorflugzeugen mit Erfolg verwendet und die uns durchaus nachahmenswert erscheint. Die Querruder sind nämlich derart miteinander gekuppelt, daß der Winkelweg des hochgezogenen Querruders größer ist als der des herabgedrückten. Eine derartige, an sich äußerst einfache Regelung der Quersteuerung hat sich bei Motorflugzeugen voll bewährt. Vor allem scheint sie in der Nähe des »überzogenen« Fluges, der ja gewöhnlich eine Trudelbewegung einleitet, die Querruderwirkung erheblich zu verbessern. Ob die »Differentialsteuerung« allerdings die Wirkung von Düsenschlitzen zu erreichen vermag, sei dahingestellt. Ein Versuch mit dieser Anordnung, die übrigens teilweise geschützt ist, wäre sicherlich sehr zu begrüßen.

Beim De Havilland-Segeleindecker erschien die »Differentialsteuerung« allerdings recht wertlos, denn die ungenügende Steifheit der Flügelholme machte jeden Querruderausschlag durch die Reaktion des nachgiebigen Flügels wirkungslos. Infolgedessen entschloß sich Herne, seinen Eindecker mit seiner Flügelverwindung auszustatten. Beim ersten Fluge mit dem geänderten Eindecker faltete sich der Flügel beim Verwinden in der Luft zusammen (Abb. 14); glücklicherweise blieb der Führer unverletzt. Als Ursache dieses Flügelbruches nimmt C. G. Grey, der Herausgeber von »The Aeroplane« an, daß hierbei eine Art »Eigenverwindung« vorlag, bei der sich der Flügel infolge der Holm- und Druckpunktlage bei zunehmender Geschwindigkeit und wachsendem Anstellwinkel in sich bis zur Bruchgrenze verdreht hat. Derartige Erscheinungen konnten ja auch bei uns festgestellt werden. Die Holme sind nun aber beim De Havilland-Flügel derart angeordnet, daß diese Ansicht nur geringe Wahrscheinlichkeit für sich hat. Eher scheint es, als ob der Führer durch allzu kräftiges Verwinden des ursprünglich nicht dafür bestimmten Flügels einen Bruch der sicherlich zu schwach bemessenen Holme herbeigeführt hat. Möglicherweise wirkten auch die beiden erwähnten Umstände zusammen.

Der Merriam-Segeleindecker hat den verspannten Flügel (R. A. F. 15-Flügelschnitt) mit leichter V-Stellung über dem eckigen Rumpf auf kurzen Baldachinstreben angeordnet. Der Eindecker bietet im übrigen keine neuen Gesichtspunkte. Der Insasse sitzt unter der Flügelunterkante. Interessant ist die Lagerung des Steuerknüppels in einem geschlitzten Rohr, die aus Abb. 3 hervorgeht. Der Eindecker ist durch Überziehen gleich nach dem Start zu Bruch gegangen.

Ein recht gut durchgebildetes Flugzeug, das starke Anlehnung an den Hannover-»Vampyr« verrät, war der C. W. S.-Eindecker, dessen Entwurf von Sayers stammt. Geflogen wurde der Eindecker von Courtney und Wright. Der Flügelschnitt entspricht allerdings nicht dem des deutschen Flugzeuges, sondern ist das wohl ursprünglich für Luftschrauben bestimmte Profil N. P. L. 64, auch zeigt der Flügel ein Seitenverhältnis von 1/6,3. Gebaut ist das Flugzeug bei den Central-Flugzeugwerken in Kilburn. Bemerkenswert sind gegenüber dem Hannover-Eindecker die Schleifkufen unter den Flügelenden und der Rumpfspitze. An die Stelle der Fußbälle sind federnde Kufen getreten. Sonst entsprechen Rumpf, Leitwerk und Flügelaufbau äußerlich ganz dem des Vorbilds. Die je 0,83 m² großen Querruder besitzen dreieckigen Grundriß und fügen sich dem Flügelumriß ein; die Drehachse liegt daher nicht senkrecht zur Längsachse in der Flügelebene — die gleiche Anordnung, die wir bereits beim Handasyde-Segeleindecker kennengelernt haben. Neu ist bei dieser Ausführung jedoch, daß hier auch das Prinzip der »Differentialsteuerung« nach De Havilland, auf die wir weiter oben eingingen, verwendet ist. Das teilweise entlastete Höhenruder (2,7 m²) besitzt keine Flosse. Die Differentialsteuerung der Querruder hat hier konstruktive Schwierigkeiten ergeben und sich nicht bewährt. Überdies war die Quersteuerung an sich ganz unzureichend, so daß — zumal in Anbetracht der trotz des zweimal vergrößerten Ruders ebenfalls mangelhaften Seitensteuerung — nur kurze Flüge ausgeführt werden konnten. Dabei zeigte sich überdies eine Neigung zum Trudeln. Der Gleitwinkel war flach. Die Flügelholme besitzen I-Querschnitt und bestehen aus einem Sperrholzsteg mit vier Gurtlatten von quadratischem Querschnitt; an beanspruchten Teilen zeigt der Holm vollen Rechteckquerschnitt. Die Rippen zeigen ein leichtes Holzgitterwerk in Dreiecksverbund.

Der Dewoitine-Segeleindecker, den wir schon anläßlich der Besprechung des französischen Segelflug-Wettbewerbes[1]) erwähnten, ist bedauerlicherweise beim ersten Fluge zu Bruch gegangen, ohne seine Eignung zum Segelflug nachweisen zu können.

Von den besonderen »Flugmaschinen«, von denen wir eingangs sprachen, ist vor allem der Kingwell-Doppeldecker beachtlich, dessen Erfinder die Luftschraube mittels eines Windrades anzutreiben gedenkt — eine Variation des bekannten Helden, der sich selbst an seinem Zopf aus dem Sumpf herauszieht —; ferner die segelfliegende Yacht von J. O. Freddy, deren Bild sogar in ernsthaften deutschen Tageszeitungen auftauchte, weiter ein geselliger Hubschrauber mit

[1]) Vgl. ZFM 1922, S. 294 (Rhönheft).



Fußantrieb für zwei Männer, von denen der eine in kameradschaftlicher Weise mit der Hubschraube für den nötigen Auftrieb und der andere mittels Treibschraube für die Vorwärtsbewegung zu sorgen hat — das Prinzip der Arbeitsteilung! — der Knott-Eindecker mit seiner fußbetriebenen Luftschraube und eine ganze Reihe von Schwingen- und Schlagflügel-Flugzeugen, für die der Engländer eine besondere Vorliebe zu hegen scheint. Die wenigsten Vehikel dieser Art sind aber in Itford Hill erschienen.

Bei allen Flugzeugen — mit Ausnahme der Eindecker von Peyret und Gray-Buchanan — hat sich die Quersteuerung als unzureichend erwiesen. In vielen Fällen haben auch die Seitenruder nicht ausgereicht. Mehrfach wurden Vergrößerungen der Ruder vorgenommen, ohne daß die Mängel in der Steuerung verschwanden. Die Höhensteuerung hat dagegen in nahezu allen Fällen befriedigt. Die günstigen Verhältnisse des englischen Segelfluggeländes erübrigten eine hohe Beschränkung im Gewicht. Die Vorzüge einer aerodynamisch günstigen Durchbildung konnten infolge des einseitig auf einen rein sportlichen Zweck zugeschnittenen Wettbewerbes nicht in Erscheinung treten. Der Wettbewerb kann somit nur mittelbar technische Erfahrungen vermitteln. Für das deutsche Segelflugwesen haben sich daraus keine neuen Erkenntnisse ziehen lassen.

Eins muß aber von unseren Segelfliegern und Segelflugzeugerbauern beachtet werden: der Segelflug ist jetzt auch in England zu regem Leben erwacht. Damit ist dem deutschen Segelflugwesen, das bislang in der Welt einzig und unbestritten dastand, ein ernsthafter Mitbewerber erstanden, dessen mangelnde Erfahrungen durch überaus reiche Mittel und sportlichen Ehrgeiz vollen Ausgleich finden dürften. Hoffentlich schöpft daraus das deutsche Flugwesen einen neuen Anreiz zur Weiterarbeit!

Ein See-Segelflugzeug der Luft-Fahrzeug-Gesellschaft m. b. H.

Von Baatz.

Bereits im Jahre 1920 begannen die ersten Versuche mit See-Segelflugzeug-Modellen, auf der Werft der Luft-Fahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Stralsund. Während die ersten Versuche mit unbemannten Flugzeugen gemacht wurden, wurden Anfang des Jahres 1922 Versuche mit einem bemannten See-Segelflugzeug gemacht, die zum ersten Male die Möglichkeit nachwiesen, ohne Motorkraft, sei es im Flugzeug selber, sei es im Schleppboot, sondern lediglich durch die Kraft des Windes ein Segelflugzeug vom Wasser aus zu starten. Die Behauptung der amerikanischen Firma Curtiss, daß ihre Versuche die ersten gewesen seien, dürfte unzutreffend sein[1]). Das L.-F.-G.-Flugzeug, das eine Spannweite von 16 m hat und eine Länge von 7 m, erhob sich bei 12 m Windstärke, lediglich gehalten durch eine kleine Jolle, die als Treibanker wirkte, einwandfrei in die Luft, um nach kurzem Fluge wieder auf das Wasser herunterzugehen.

Da ein See-Segelflugzeug unmittelbar nach dem Start steigen muß und nicht wie Flugzeuge, die von einem Hügel herab starten, zunächst sinken darf, besteht die Schwierigkeit des Starts darin, sofort die nötige Höhe zu gewinnen, um nicht von der nächsten Bö auf das Wasser zurückgedrückt zu werden. Böen werden aber immer vorhanden sein, da der Start nur bei Windstärken über 12 m möglich ist. Aufsteigende Luftströmungen im Sinne der im Gebirge vorhandenen Hangwinde fehlen dem Wasser, infolgedessen müssen Eigenschaften beim See-Segelflugzeug gezüchtet werden, die ihnen gestatten, das dynamische Segeln zu ermöglichen. Das dynamische Segeln scheint um so einfacher zu werden, je größer die Windstärke ist, während ein zu großes Maß von Böen den Segeleffekt infolge der errungenen energischen Betätigung der Querruder herabzusetzen scheint.

Der Start vollzieht sich sehr einfach, falls ein Begleitboot zur Verfügung steht, das mit 1 bis 2 m/s anschleppt. Steht ein solches Boot nicht zur Verfügung, wird das Segelflugzeug

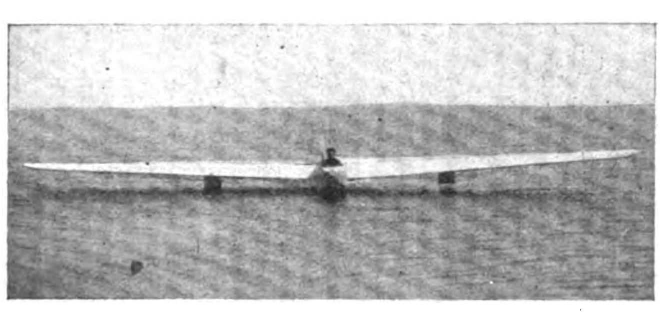


Abb. 1.

an einer 150 m langen Schleppleine nach Lee treiben gelassen und dann falls die Böen schwächer sind, die Schleppleine mit 1 bis 2 m/s Geschwindigkeit eingeholt oder, falls die Böen kräftig genug sind, das Ende einfach festgehalten. Bei Böen von 15 m/s Geschwindigkeit muß aufgepaßt werden, daß das Flugzeug nicht unfreiwillig startet.

Eine gewisse Schwierigkeit besteht auch darin, daß das Flugzeug nach dem Niedergehen auf das Wasser durch den Seegang, der natürlich bei 12 bis 15 m/s Wind schon ein ziemlich kräftiger ist, kein Wasser ins Innere bekommt.

Die Versuche werden nach längerer Ruhezeit, in der leider sehr ruhiges Wetter herrschte, auch den Winter über fortgesetzt.

[1]) Die ersten Versuche mit motorlosen See-Flugzeugen wurden auf Veranlassung Archdéacons bereits in den ersten Jahren dieses Jahrhunderts (Mitte 1905) von Blériot und Gabriel Voisin unter Mitarbeit von Ferber auf der Seine und auf dem Enghiener See vorgenommen (vgl. F. Ferber, L'Aviation, Paris 1908, S. 104 ff). Diese Flugzeuge wurden mittels Motorboots geschleppt. Auf dem Genfer See glückten aber auch Aufstiege mit verankertem Flugzeug im starken Winde! W.

Meßgeräte des Segelfliegers.

Von Heinrich Koppe.

38. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Adlershof.

Das feine fliegerische Gefühl des Segelfliegers wird neben den Flugeigenschaften seines Flugzeuges stets eine ausschlaggebende Rolle spielen. Die unmittelbare Beeinflussung der Nerven durch das Fliegen sollte daher nur soweit ausgeschaltet werden, als sie lästig oder auf die Dauer gar schädlich wirkt. Daß neben dem Gesicht die Ohren dabei besonders wichtig sind, ist bereits erwähnt[1]) und von vielen Segelfliegern besonders betont worden. Die Ohren sind nicht nur wegen der ungehinderten Gehörsempfindung freizuhalten, sondern die Ohrmuscheln wirken ähnlich den Hitzdrahtgeräten als feinfühlige Flugwindmesser; außerdem macht sich die Windrichtung, wenn sie beim Schieben oder in der Kurve das Ohr seitlich trifft, im Gehörgang unangenehm bemerkbar. Die Summe dieser Empfindungen gibt dem Flieger vielfach die Sicherheit, alle Steuerbewegungen unmittelbar rein gefühlsmäßig ohne Überlegung auszuführen.

Trotzdem sind unsere Sinne beschränkt auf einen bestimmt abgegrenzten Bereich, der nur im Einzelfalle durch besondere Veranlagung oder fortgesetzte Übung überschritten werden kann. Wo unsere Sinneswahrnehmungen nicht mehr ausreichen, muß das feinere Meßgerät weiterhelfen. So fehlt dem Flieger zumeist die sichere Empfindung der Geschwindigkeit seines Flugzeuges oder — was für ihn noch wichtiger ist — das Gefühl, die Größe des Staudruckes richtig zu schätzen.

Ein Flugwind- oder Staudruckmesser wird daher das persönliche Geschick des Segelfliegers wesentlich unterstützen können. Derartige Meßgeräte waren bereits bei dem diesjährigen Wettbewerb in der Rhön in Segelflugzeuge eingebaut worden.

Ein Anemotachometer von W. Morell, Leipzig, wie es zur Bestimmung des Startwindes benutzt wird, hatte z. B. die Akademische Fliegergruppe Darmstadt vorn auf den Rumpf ihres »Geheimrat« gesetzt[2]). Wenn es dem Flugwinde an dieser

[1]) Prandtl, Lehren des Rhön-Segelflugs 1922, ZFM 22, 19. und 20. Heft, S. 275.

[2]) Vgl. Schlink, Der Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1922; ZFM 22, 19. und 20. Heft, S. 264, Abb. 4.

Stelle auch ziemlich frei ausgesetzt ist, macht sich der Einfluß des nahen Rumpfes doch geltend. Das nämliche gilt für den Einbau desselben Gerätes an dem Fokker-Segelflugzeug[1]); hier spielt der Körper des Fliegers, der unmittelbar dahintersitzt, eine wesentliche Rolle. Für die Ermittlung von Überschlagswerten mag diese Anordnung genügen. Wo es sich aber darum handelt, Augenblickswerte zu beobachten — und gerade diese sind für den Segelflieger zur Erkennung eines bestimmten Flugzustandes wichtig — sind Drehzahlwindmesser wegen ihrer großen Trägheit zu verwerfen.

Ein Gerät, das diesen Anforderungen entspricht, hatte der Flugtechnische Verein, Stuttgart, in seinen Eindecker[2]) eingebaut. Eine Bruhnsche Düse, die sich wegen ihres hohen Beiwertes zur Messung geringer Geschwindigkeiten eignet, war mit einem von I. C. Eckardt, Stuttgart-Cannstatt, besonders hergestellten, sehr empfindlichen Dosenmanometer verbunden. Auf diesem Anzeigegerät, das bequem sichtbar im Führersitz angeordnet war, konnten auch geringe Geschwindigkeitsänderungen von kurzer Dauer gut abgelesen werden. Die Darmstädter »Edith« war mit demselben Gerät ausgerüstet worden; die Düse befand sich hier an der linken vorderen Strebe. Die Anordnung des Meßkörpers an einem besonderen Stiele hoch über dem Rumpf, wie sie z. B. auch an Junkers-Flugzeugen durchgeführt ist, ist bei Eindeckern die beste.

Auf dem gleichen Grundsatz, wie das eben beschriebene beruht ein von C. P. Goerz, Berlin, für die Rhön zur Verfügung gestelltes Gerät: eine einfache Düse von besonderer Formgebung in Verbindung mit einem schwach gedämpften Flüssigkeitsmanometer. Doppeldüse und trockenes Anzeigegerät sind dieser Anordnung aber überlegen.

Schulz, Ostpreußen, endlich hatte mit ähnlich einfachen Mitteln, die an seinem Flugzeug Staunen und Bewunderung hervorriefen, einen Staudruckmesser selbst hergestellt, der dem persönlich so gewandten Flieger jedenfalls gute Dienste leistete. Eine kleine Luftschraube, die um den Konus eine Windverkleidung zeigt[3]), trägt an ihrer Welle einen Zeiger, mit dem eine Feder verbunden ist. Das von dem Flugwinde auf die Schraube ausgeübte Drehmoment wird von dieser Feder aufgenommen; die Zeigerstellung gibt also ein Maß für die Größe des Staudruckes.

Ein vielbesprochenes und sehr erwünschtes Gerät ist für den Segelflieger ein »Windseher« oder »Böenfühler«. Das von Linke[4]) angegebene Instrument reizt gerade zu einem Vergleich mit einem Stielauge oder vorgestreckten Fühler, die man sich wohl mit einem Segelflugzeuge organisch verbunden vorstellen kann. Allerdings wird das Gerät in seiner jetzigen Form nicht ohne weiteres verwendbar sein, obwohl in Motorflugzeugen bereits mit ganz ähnlichen Anordnungen (Kugel mit verschiedenen Bohrungen; von Lößl, Diskussionsbemerkung WGL, Jahresversammlung 1920, vgl. Klemperer, Zur Frage der Messung der vertikalen Windkomponente; Luftfahrt 25, 1921, S. 123, Flugzeiger nach v. Lößl von Dr. Sendtner u. Co., München. — Rohr mit Scheidewand und einer zu dieser symmetrischen Reihe von Öffnungen; erster Bericht des japanischen aeronautischen Untersuchungs-Instituts in Tokio, Februar 1921), deren praktische Brauchbarkeit erwiesen ist. Einen sehr guten Vorschlag macht R. Vogt[1]) im »Flugsport« 1921: Lochpaare, die in einer Röhre um die Symmetriefläche fortschreitend von 2 zu 2° versetzt sind; zu jedem Lochpaar gehört ein besonderes Kammersystem und ein Flüssigkeitsmanometer. Der Flieger ist also in der Lage, durch einen einzigen Blick auf sein Manometerbrett sowohl die Richtung als die Stärke des Windes in einiger Entfernung vor seinem Flugzeuge zu »sehen« und damit zu »fühlen«.

Von hoher Wichtigkeit für den Segelflieger, durch unmittelbare Sinnesempfindungen aber schwer richtig abzuschätzen, sind die Bewegungen des Flugzeuges in senkrechter Richtung. Wo es sich um rasche Bewegungsänderungen handelt, wie sie z. B. durch Böen hervorgerufen werden, kann ein Beschleunigungsmesser gute Dienste leisten. Klemperer hat seinen »Flügelbeanspruchungsmesser« hierfür mit Vorteil verwendet; wenigstens, um sich über die Größe der im Segelfluge auftretenden Beschleunigungskräfte zu unterrichten. Das Auftreten von senkrechten Beschleunigungen wird aber im allgemeinen durch unmittelbare Sinneswahrnehmungen so lebhaft gefühlt, daß wo keine Messungen erforderlich sind, von einem besonderen Gerät abgesehen werden kann.

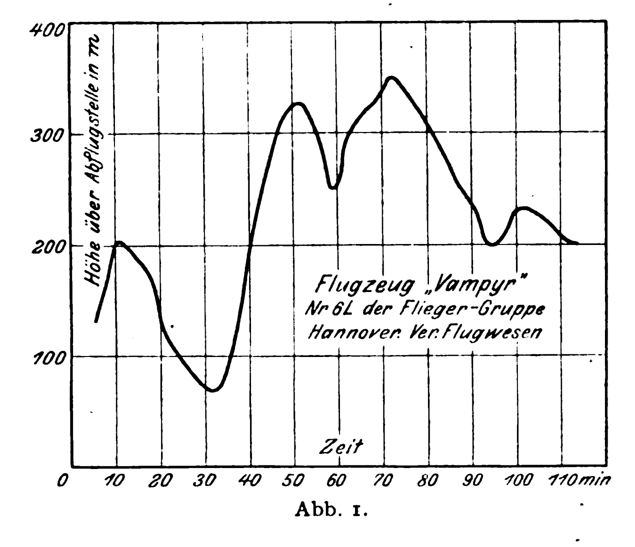


Abb. 1.

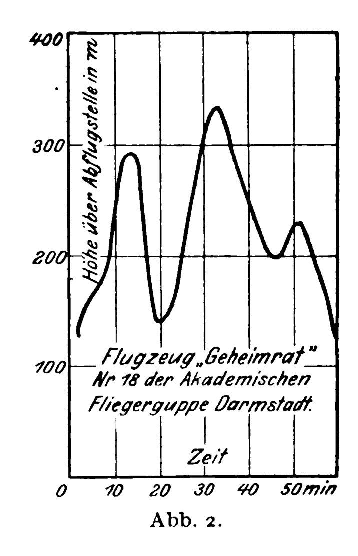


Abb. 2.

Anders liegt der Fall bei länger anhaltendem Steigen oder Fallen. Bei Flügen in größerer Höhe oder über ebenem Gelände, wo die Schätzung der Höhe durch Augenmaß erschwert ist, wird sich der Flieger gern auf die Angaben eines Variometers oder auch eines Statoskops verlassen. Derartige Meßgeräte werden in Zukunft — Segeln von Wolke zu Wolke — vielleicht sogar geeignet sein, das Auffinden von aufsteigenden Luftströmungen zu erleichtern. Besonders zweckmäßig ist da ein Gerät, das durch einen einfachen Umschalter sowohl als Variometer als auch als Statoskop zu verwenden ist. Die Ergebnisse des Rumpler-Preisausschreibens[2]) lassen eine baldige praktische Erfüllung dieses Wunsches erhoffen.

Für die spätere Auswertung von Segelflügen, wie auch zur Festlegung von Rekordleistungen, die sich den unparteiischen Augen eines »Meßtrupps« entziehen, sind Höhenschreiber unerläßlich. Der im Motorflugzeug verwendete Barograph kann dazu ohne weiteres verwendet werden, wenn sein Meßbereich und die Umlaufgeschwindigkeit zweckentsprechend erscheinen. Noch besser wegen ihres geringen Gewichtes sind die Freiballonbarographen; da der schöne Frei-

[1]) Ebenda, S. 272, Abb. 29.
[2]) Ebenda, S. 266, Abb. 12 und 13.
[3]) Ebenda, S. 268, Abb. 19.
[4]) Linke, Die Messung der Vertikal-Komponente des Windes an Berghängen. ZFM 22, 19. und 20. Heft, S. 285.

[1]) Dipl.-Ing. R. Vogt, Eine japanische Veröffentlichung mit Folgerungen; »Flugsport« 1921, Nr. 16, S. 355.
[2]) H. Koppe, Über den Rumpler-Preis-Wettbewerb; ZFM 22. H. 3. S. 33 ff.



ballonsport unter dem Druck der Verhältnisse so sehr zurückgegangen ist, werden die Luftfahrer-Vereine ihre noch vorhandenen und unbenutzten Geräte gewiß gern dem jüngsten und hoffnungsfrohesten Zweige der Luftfahrt zur Verfügung stellen. Durch Hinzuschaltung weiterer Dosen kann der Skalenwert bequem vergrößert werden. — Von C. P. Goerz wurde für die Rhön ein besonderer Segelflug-Höhenschreiber[1]) hergestellt, der sich durch sein niederes Gewicht, kleinen Meßbereich und hohe Umlaufgeschwindigkeit auszeichnete. Man hätte gern jedem startenden Segelflugzeuge ein solches Gerät mitgegeben.

An dieser Stelle seien zwei zu dem Aufsatz von Roth über »Die Meßverfahren beim Rhön-Segelflug 1922«[2]) gehörende Darstellungen der Höhenkurven beim Fluge des »Vampyr« und des »Geheimrat« wiedergegeben, die aus den bereits dort mitgeteilten Beobachtungsprotokollen gewonnen sind (Abb. 1 und 2).

Feinheiten sind aus diesen Diagrammen naturgemäß nicht zu entnehmen, da ja nur verhältnismäßig wenig Meßpunkte sicher festgelegt sind, in dem zweiten (»Geheimrat«) noch die Unsicherheit der Zeitbestimmung hinzukommt. Folgerungen irgendwelcher Art können daher kaum gezogen werden; es läge sonst die Vermutung nahe, daß um die zwanzigste und die sechzigste Minute (seit Beobachtungsbeginn) der Wind abgeflaut wäre; dazu müßten aber auch Azimut (Standort) und Stellung des Segelflugzeuges zum Winde bekannt sein. Diese Aufzeichnungen, die in Verbindung mit den bisherigen Messungen leicht durchgeführt werden können, werden geeignet sein, weitere Aufschlüsse zum Studium des Segelfluges zu geben.

Über die Mitnahme von Höhenmessern in Segelflugzeugen ist im allgemeinen zu bemerken, daß die möglichen Druckfälschungen bei ihrem Einbau tunlichst zu berücksichtigen sind. Zwar sind die Geschwindigkeiten geringer, aber bei den vollkommen geschlossenen Rümpfen ist die Gefahr einer Wirbelbildung ähnlich wie bei Flugbooten besonders groß. Nach einer überschlägigen Rechnung wird der entstehende Fehler unter 1 mm Quecksilber bleiben, also die Höhenangabe in Bodennähe um nicht mehr als höchstens 10 m gefälscht werden. — In diesem Falle, wie auch ganz allgemein, ist es daher empfehlenswert den Höhenschreiber in einen leidlich luftdicht schließenden Kasten einzuschließen, der durch eine weite Rohr- oder Schlauchleitung mit der druckgefälschten Atmosphäre in Verbindung steht; beim Segelflugzeuge liegen die Verhältnisse ja besonders einfach. Der Kasten könnte fest im Rumpf angebracht werden, von außen zugänglich etwa wie ein Postschließfach. Der Wettbewerb um den Rumpler-Preis[3]) brachte bereits ähnliche Lösungen.

Die **Neigungsmessung** ist recht heikel. Von den drei Arten der Neigungsmessung, der relativen, der absoluten und der aerodynamischen, kommt für Segelflugzeuge vorläufig nur die erste in Betracht. Das zweckmäßigste Gerät hierfür ist die von R. Fueß, Steglitz, hergestellte »umgekehrte Libelle«, eine Stahlkugel in gebogenem Glasrohr durch Flüssigkeit gedämpft. Auch ein gedämpftes Pendel mag einigen Anhalt für die Neigung geben. Zu beachten ist stets, daß die Angaben solcher Geräte infolge der Fälschungen durch zusätzliche Beschleunigungen nur relative sind. Bei entsprechender Wahl der Dämpfung wird man aber bei Längsneigungsmessern die kurzen und in ihrer Richtung immer abwechselnden Beschleunigungen ausschalten können und einen brauchbaren Mittelwert erhalten. Ein solches Gerät in Verbindung mit einer Schreibvorrichtung[4]) wird für das weitere Studium des Segelfluges gute Dienste tun.

Wird der aerologische Registrieraufstieg erst durch den bemannten Drachen, das vom Haltekabel lösbare Segelflugzeug[5]) ersetzt, so wird der Beobachter zum mindesten einen besonders hergerichteten **Meteorographen** mitnehmen. — Und damit sind die Anfänge zum »segelnden aerophysikalischen Laboratorium« gegeben.

[1]) Vgl. Roth, Meßverfahren beim Rhön-Segelflug 1922; ZFM 22, 19. und 20. Heft, S. 287.

[2]) Ebenda.

[3]) S. o.

[4]) Vgl. Wegener, Über Flugleistungsbestimmungen, ZFM 22, Heft 10, S. 136.

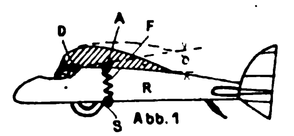
[5]) Vgl. Wegener, Ausblick, ZFM 22, 19. und 20. Heft, S. 288.

Im allgemeinen soll man den Segelflieger noch weniger als den Motorflieger mit Instrumenten belasten, sondern ihn sein persönliches Empfinden und sein fliegerisches Gefühl weiterschulen lassen. — Erprobte Segelflugmeßgeräte mögen ihn aber dieses Gefühl richtig anwenden lehren, seine Erfahrungen über die Eigentümlichkeiten der Luftströmungen und das Verhalten seines Flugzeuges in ihnen bereichern und ihm den Weg zu neuen Erfolgen bahnen.

Praktische Erfahrungen im dynamischen Segelflug.

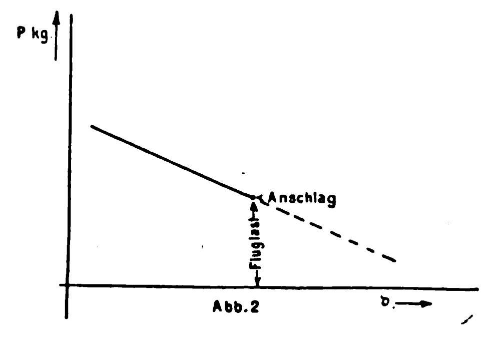
Von Ernst von Lößl.

Die Wettbewerbe für den motorlosen Flug, welche im Jahre 1922 in Deutschland und in England stattfanden, haben in bezug auf die erreichten Flugzeiten und Startpunktüberhöhungen Resultate gezeitigt, welche noch vor vier Monaten niemand auch nur annähernd erwartete. Heute sind jedoch derartige Dauerflüge im aufsteigenden Wind schon so sehr an der Tagesordnung, daß eine gewisse Ermüdung zu konstatieren ist, und man sich allgemein für das weit bedeutungsvollere Problem, die Ausnutzung der inneren Energie des Windes, zu interessieren beginnt. Man unterscheidet hier in der Regel die Ausnutzung der vertikalen Böen und diejenige der horizontalen Pulsationen, welche Unterscheidung wohl daher rührt, daß bereits im Jahre 1911 Professor Knoller und



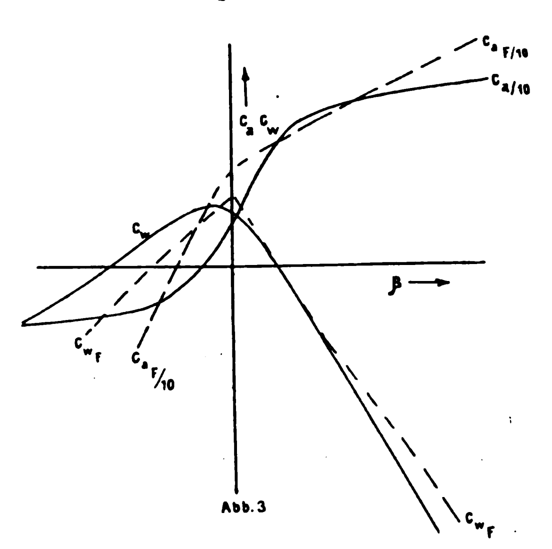
Dr. Betz ein graphisches Verfahren ausgearbeitet haben, welches sich mit der Ausnutzung lediglich der Vertikalböen befaßt.

In Heft 19/20 a. c. der ZFM hat Dr. Hoff eine quantitative Auswertung des Betzschen Verfahrens veröffentlicht. — Es seien im folgenden die Versuchsflugzeuge beschrieben, welche der Verfasser seit dem Jahre 1921 in drei Typen gebaut hat und welche in dem Segelflugwettbewerb in der Rhön des Jahres 1921 und 1922 erschienen.



Es sei vorausgeschickt, daß ein Flugzeug zur Ausnutzung der Vertikalböen gemäß dem Betz-Diagramm gesteuert werden muß. In Abb. 3 sind auf der Abszisse die effektiv am Flugzeug auftretenden Schwankungen der Einfallsrichtung des Flugwindes aufgetragen und auf der Ordinate die dazu gehörigen Werte von c_a und c_w. Für stark positives β ergibt sich negatives c_w, d. h. Vortrieb. Die dazu gehörige c_a-Kurve ist ebenfalls eingetragen. Das zusammen mit Herrn Albert Finsterwalder im Jahre 1921 erschienene und von Koller mit großem Geschick gesteuerte Flugzeug (Abb. 4) sollte durch Anwendung von Flügelsteuerung, d. h. rascher Anpassungsfähigkeit der Flügel an die jeweilige Einfallsrichtung nach diesem Schema gesteuert werden. Es hat sich jedoch gezeigt, daß der Führer nicht imstande ist, der ihm gegebenen Fluginstruktion gemäß zu steuern, da er zu sehr mit der Stabilitätserhaltung beschäftigt ist. Es wurde daher im Jahre 1922 zu einer automatischen Flügelsteuerung geschritten, deren Prinzip das Folgende ist

(Abb. 1): Der am Flugzeugrumpf R in D gelagerte Flügel besitzt sein Auftriebsmittel in A. An dieser Stelle ist die gesamte Fluglast R an der Feder F aufgehängt. Im normalen Flugzustand (Gleitflug bei ruhigem Wetter) liegt der Flügel gerade noch am Rumpf R an; bei der geringsten Böe von unten jedoch dreht er in eine neue Lage 8. Für den umgekehrten Fall tritt ein Nachdrehen des Flügels nicht ein. Es kommt nun



darauf an, das Diagramm der Feder F so zu bestimmen, daß das Flugzeug selbsttätig gemäß dem Betz-Diagramm steuert. Eine genaue Lösung ist hier nicht möglich, in Abb. 3 ist eingetragen (strichliert) wie das tatsächliche Diagramm eines derartigen Flugzeuges mit Flügelfederung (D.R.P. a.) aussieht. Die c_{w_F}-Kurve deckt sich ziemlich genau mit der c_w-Kurve, ebenso die c_{a_F}-Kurve mit der c_a-Kurve. Der plötzliche Knick in beiden Kurven rührt von dem Anschlag des Flügels her. Links der Ordinate fliegt das Flugzeug mit ausgeschalteter Federung, rechts derselben mit Federung. Abb. 5 zeigt das erste Versuchsflugzeug mit Federung des aerodynamischen Instituts der Technischen Hochschule Aachen. Es gleicht im Prinzip dem Typ von 1921. Die Flügeldrehachse ist jedoch weit vor das Auftriebsmittel verlegt, so daß ein ständiges Drehmoment um die Drehachse entsteht. Dieses wird aufgenommen durch die beiden an der Vorderkante des Flügels angreifenden Spiralfedern, welche derart unter Vorspannung gewickelt sind, daß beim Normalflug gerade noch keine Streckung derselben eintritt. Dieses Flugzeug steuert automatisch, jedoch ist der Führer imstande, mittels der in der Abbildung deutlich erkennbaren, von 1921 her bekannten, Flügelsteuerung (D.R.P. a.) zusätzliche Verdrehungen der beiden Flügel mitsamt oder gesondert vorzunehmen.

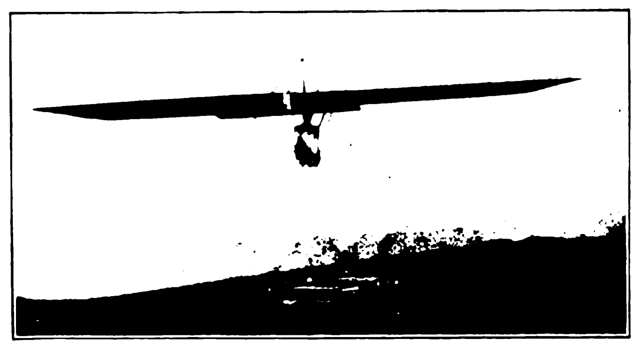


Abb. 4.

Das Flugzeug Sb 3 endlich wurde im Juli 1922 von den Casparwerken in Travemünde erbaut (Abb. 6) und hat Ende August und Anfang September vorzügliche Flüge ausgeführt. Es ist im Prinzip nach dem Schema der Abb. 1 gebaut. Der Punkt D liegt jedoch nicht fest am Rumpf R, sondern hier greifen die beiden Schenkel des U-förmigen Anschlußhebels vom Steuerknüppel am linken bzw. rechten Flügel an. Für den Fall, daß der Führer den Knüppel nicht bewegt, steuert das Flugzeug gemäß Abb. 1 bzw. 3 automatisch. Bei Knüppelbewegung wird der Drehpunkt D, für jeden Flügel gesondert, auf- und abwärts bewegt (Höhen-Tiefensteuerung, Quersteuerung). Die genaue Konstruktion wird seinerzeit gesondert veröffentlicht werden.

Diese selbsttätige Steuerung wirkt jedoch in der bis jetzt durchgeführten Form nur richtig, wenn die Böen so rasch aufeinander folgen, daß das Flugzeug keine Zeit hat, selbst

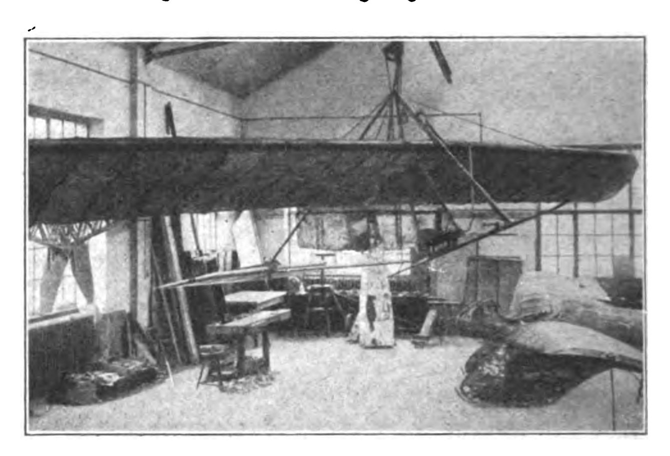


Abb. 5.

Längsschwindungen auszuführen. Sie wirkt um so besser, je größer der Unterschied im Trägheitsmoment des ganzen Flugzeuges (möglichst groß) und des Flügels (möglichst klein) um die Flügeldrehachse ist.

Viel störender noch wirkt der Einfluß der Horizontalböen. Bei der bisherigen Anordnung wurden dieselben als nicht existierend betrachtet. Sie sind aber tatsächlich, wenn Vertikalböen vorhanden sind, stets vorhanden und von gleicher Größenordnung mit diesen. Man kann auch sie zur Energiegewinnung heranziehen. Dr. Hoff und Prof. Kurt Wegener geben in Heft 19/20 der ZFM die verfügbare Gesamtenergie an. Professor v. Kármàn untersucht in der ZFM 1921, Heft 14, den Fall vom Standpunkt der Schwankungstheorie aus an Hand mechanischer Analogien. Er kommt dabei zu dem Schluß, daß bei praktischer Durchführung günstigenfalls die Energie der Horizontalpulsation gerade ausreicht, um den Verlust an Höhe jeweils zu decken. Das Betzsche Verfahren der Vertikalböen führt zu viel günstigeren Resultaten, indem sich hier bei praktisch vorkommenden Windschwankungen für ein günstig gebautes Flugzeug schon merkliche Steigleistungen ergeben. Es wäre also der kleinere Schaden, wenn die automatische Steuerung des Flugzeuges die Ausnutzung der horizontalen Böen vernachlässigt. Es kann jedoch der Fall eintreten, daß die Vertikalböenausnutzung der Verwertung der horizontalen Schwankungen entgegenwirkt, besonders da,

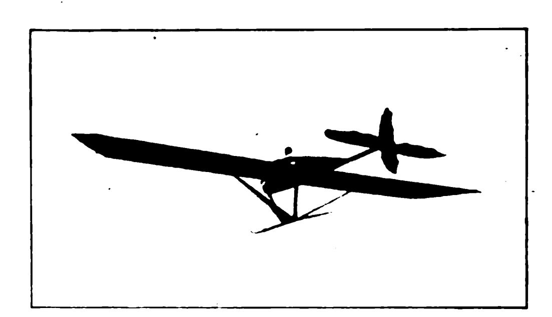


Abb. 6.

wie sich aus den Abb. 2 a bis 2 c der v. Kármànschen Arbeit ergibt, für den letzteren Fall eine einheitliche Steuerungsvorschrift nicht existiert, sondern diese von der Frequenz der Böen abhängt. Auf dieses Problem soll jedoch hier nicht näher eingegangen werden, wo es sich nur um die Veröffentlichung bisheriger praktischer Flugversuche mit dynamischem Segelflug handelte.

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten, auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Vorlesungen über Luftfahrtwesen im Winterhalbjahr 1922/23.

(Reichsdeutsche Hochschulen und deutsche Hochschulen des Auslandes.)

Dozent	Lehrgebiet	Art V=Vorlesg. Ü=Übung	Zahl d. Std. in der Woche
	I. Technische Hochschule Aachen:		
v. Kármán	Aerodynamik als Einleitung zum Flugzeugbau	V 1)	3
»	Anleitung zu selbständigen Arbeiten auf dem Gebiete d. Mechanik u. Flugtechnik	Ü	ganztägig
Hopf	Stabilität und Steuerung der Flugzeuge	V 2)	2
Klemperer	Grundzüge des Flugzeugbaues	V 2) Ü	3 2
Polis	Allgemeine Meteorologie (Aerologie)	V	1
»	Meteorologische Technik	V Ü	1 2—4
	II. Technische Hochschule Berlin:		
Becker	Leichte Verbrennungsmaschinen (Flug- und Fahrzeugmotoren)	V	2
»	Entwurfs- u. Betriebsübungen an leichten Verbrennungsmaschinen und Kraftfahrzeugen in der Versuchsanstalt für Kraftfahrzeuge	Ü	—
Everling	Luftfahrt-Meßgeräte	V	1
»	Wirbel und Zirkulation	V 3)	1
»	Übungen zur Flugzeugmechanik	Ü	2 4)
R. Fuchs	Theorie der Luftkräfte in der Flugtechnik	V 5)	2
Eugen Meyer	Ausgewählte Kapitel der technischen Mechanik (darunter »Höhere Aerodynamik«)	V	2
v. Parseval	Motorluftschiffe	V	2
»	Über Luftschrauben	V	2
»	Entwerfen von Flugzeugen	Ü	2 4)
Schaffran	Propellerversuche	V	2
M. Weber	Ausgewählte Abschnitte der technischen Mechanik (darunter »Höhere Aerodynamik«)	V	1
»	Mechanik III und IV (darunter »Aerodynamik«)	V Ü	4 2
	III. Universität Berlin:		
Marcuse	Luftschiffahrt in ihren wesentlichen und technischen Grundlagen	V	1
Hergesell	Temperatur und Windverhältnisse in der freien Atmosphäre nebst Übungen in Adlershof und Lindenberg	V	1
	IV. Techn. Hochschule Danzig:		
Mangold	Fahrzeugmotoren	V Ü	2 3
Föttinger	Einführung in die Physik der Strömungserscheinungen (Technische Aero- und Hydrodynamik)	V	2
»	Ausgewählte Kapitel aus der Physik der technischen Strömungserscheinungen (hauptsächlich Aerodynamik)	V	1
»	Seminar für Strömungserscheinungen	Ü	2
Lorenz	Hydromechanik	V Ü	2 2
» (zusammen mit Plank)	Seminar für angewandte Mechanik	Ü	2
v. Brunn	Potentialtheorie	V	3
	V. Techn. Hochschule Darmstadt:		
Eberhardt	Luftschiffahrt: Theorie des Freiballons. Berechnung und Konstruktion von Luftschiffen. Fahrtechnik	V	2
»	Flugtechnik: Berechnung und Konstruktion von Flugmaschinen	V	2
Eberhardt	Theorie u. Berechnung von Luftschrauben	V	2
»	Konstruieren und Entwerfen von Luftschiffen, Flugmaschinen und Propellern	Ü	6
»	Allgemeine Vorlesung über das gesamte Gebiet der Luftfahrt	V	2
Schlink	Höhere Aerodynamik mit Rücksicht auf den Flugzeugbau	V	1
»	Statik der Flugzeuge und Luftschiffe	V	2
Georgii	Aeronautische Meteorologie	V	2
»	Praktische Übungen aus dem Gebiete der aeronautischen Meteorologie (Instrumentenkunde) im Meteorologisch-Geophysikalischen Institut in Frankfurt a. M.	Ü	2
	VI. Techn. Hochschule Dresden:		
Hugershoff	Photogrammetrie aus Luftfahrzeugen	V	1
	VII. Universität Freiburg i. Br.		
Ansel	Astronomische Ortsbestimmung (mit Übungen)	V u. Ü	2
»	Meteorologie	V	2
	VIII. Universität Gießen:		
Fromme	Meteorologie	V	—
Klute	Übungen im Gebrauch der Karte	Ü	—
	IX. Universität Göttingen:		
Prandtl	Besprechung von Fragen der angewandten Mechanik (darunter auch Aerodynamik)	V	—
Betz	Tragflügeltheorie	V	—
	X. Universität Halle:		
Wigand	Aerophysikalisches Praktikum (Meteorologie, Aerologie, atmosphärische Elektrizität und Strahlung)	Ü	2 und mehr
	XI. Techn. Hochschule Hannover:		
Pröll	Aerodynamik	V	2
»	Übungen im Flugzeugbau insbesondere Segelflugzeugbau	Ü	—
	XII. Techn. Hochsch. Karlsruhe:		
Bader	Automobil-, Luftschiff- und Flugzeugmotorenbau	V	1
Peppler	Praktische Witterungskunde	V	—
	XIII. Techn. Hochsch. München:		
Emden	Meteorologie und Klimatologie	V	2
Schrön	Leichte Verbrennungsmotoren (Fahr- u. Flugmotoren)	V	3
	XIV. Universität München:		
Schmauß	Allgemeine Meteorologie u. Klimatologie	V	4
»	Meteorologisches Seminar	Ü	1
	XV. Universität Rostock:		
Pohlhausen	Fluglehre	V	2
N. N.	Meteorologie	V	2
»	Übungen auf der Luftwarte	Ü	3
	XVI. Techn. Hochsch. Stuttgart:		
R. Baumann	Übungen in der Materialprüfungsanstalt	Ü	—
A. Baumann	Freiballon- und Luftschiffbau	V	3
»	Segelflug-Seminar	Ü	1
»	Maschinenkonstruktion. (Kraftfahrzeuge, Luftfahrzeuge und Fahrzeugmotoren)	Ü	10
	XVII. Universität Würzburg:		
Glaser	Technische Physik (Aeronautik)	V	—

1) Bis Weihnachten. 2) Von Weihnachten an. 3) Unentgeltlich. 4) Zahl der Stunden in jeder zweiten Woche. 5) Für jedermann zugängliche Vorlesung des Außeninstitutes der Technischen Hochschule Berlin. 10 Doppelstunden. Preis M. 150.—, für deutsche Studierende M. 40.—, Montag 6—8, Hörsaal E. B. 105. Beginn: 13. November.



An der Technischen Hochschule Braunschweig, den Universitäten Bonn, Breslau, Frankfurt a. M., Hamburg, Heidelberg, Jena, Kiel, Königsberg, Leipzig, Marburg, Münster i. W., Prag, Tübingen und Zürich werden — wie eine seitens der WGL ergangene Anfrage ergeben hat — derzeit keine Vorlesungen aus dem Gebiete des Luftfahrtwesens abgehalten.

Weitere Vorlesungen aus dem Gebiete des Luftfahrtwesens werden im Winterhalbjahr vom Außeninstitut der Technischen Hochschule Berlin (s. o.), vom Technischen Vorlesungswesen Hamburg (Kanzlei Lübeckerthor 24) und vom Meteorologisch-Geophysikalischen Institut des Physikalischen Vereins Frankfurt a. M. (Frankfurt a. M., Robert Mayerstr. 2) veranstaltet.

Beim Meteorologisch-Geophysikalischen Institut des Physikalischen Vereins Frankfurt a. M. finden folgende Vorlesungen statt:

Dozent	Lehrgebiet	Art V=Vorlesg. Ü=Übung	Zahl d. Std. in der Woche
Linke	Theoretische Meteorologie	V	2
»	Geophysikalisches Kolloquium	Ü	—
Georgii	Allgem. Klimatologie (i. Frankfurt a. M.)	V	1
»	Klima der Polargebiete (i. Frankfurt a. M.)	V	1
»	Die atmosphärischen Energiequellen (in Darmstadt)	V	—

Weyl.

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugzeugbau. Aussichtsreiche Probleme der Flugtechnik. — C. H. Röder, Automobilwelt-Flugwelt, Bd. 20, Nr. 41, 8. Okt. 1922, S. 2 (2 Sp. o. Abb.). W. **22/46. 10.**

Flugzeugbau. Sicherheitsvorkehrungen für Flugzeuge. — E. Everling (Preisarbeit des Sicherheitswettbewerbs der Deutschen Luftsport-Kommission), Der Motorwagen, Bd. 25, Nr. 24 und 27, 31. Aug. und 30. Sept. 1922, S. 453/467 und 511/516 (38½ Sp., 19 Lichtb. u. Skizz.). W. **22/46. 12.**

Flugzeugbeschreibung. Bellanca CF-Verkehrseindecker (The Bellanca CF Five-Seater Commercial »Sesquiplan«). — Flight, Bd. 14, Nr. 39, 28. Sept. 1922, S. 557/558 (3½ Sp., 3 Lichtb.).

Konstruktion von G. M. Bellanca, Omaha (Nebr., U. S. A.). Verspannungsloser Hochdecker mit unmittelbar auf dem Rumpf gelagertem Flügel, der auf jeder Seite durch zwei breite, tragflügelförmig ausgestaltete Streben, die sich am oberen Ende gabeln, gegen die Rumpfunterkante abgestützt ist. Flügel am Rumpf geteilt, besitzt gleichbleibende Tiefe. Einfacher Flügelaufbau mit Holmen von I-Querschnitt und zusammengesetzten Rippen von je 265 g Gewicht bei 320 kg Festigkeit. Stoffbespannung. Flügelholme am Flügelende der Rumpfseite so weit überstehend, daß sie nach Verbindung über den Rumpf durchlaufende Träger ergeben. Lastvielfaches für den Fall »A« 14fach, für den Fall »D« 5,5. Rumpffestigkeit ausreichend für 340 kg/m² Höhenleitwerkslast. Fahrgestellfestigkeit entspricht der 8fachen Last. Das Höhenleitwerk kann 245 kg/m² Belastung, das Seitenruder 170 kg/m² Belastung aushalten. Mitteldicker Flügelschnitt. Flügel hat eine Gleitzahl von $^1/_{20}$ und eine Druckpunktswanderung von 10 vH. Die Unterflügel (d. h. die verkleideten Flügelstreben) haben eine Gleitzahl von $^1/_{16,4}$; das vollständige Tragwerk eine solche von $^1/_{18}$ (bei einem Seitenverhältnis von 1 : 6,2 des Haupttragflügels! D. Ber.). Höhenflosse »nicht tragend« mit geteilten Höhenrudern, ist leicht abnehmbar auf dem Rumpf gelagert. Schmale Querruder. Höhenleitwerk von Rechteckform. Ruder nicht entlastet. Vierkantiger, gut durchgebildeter Rumpf mit Innengerüst und Sperrholzbeplankung, Sperrholzabteil für vier Reisende im Schwerpunkt unter dem Flügel unmittelbar hinter dem Motor. Stets gleichbleibende Lastigkeit. Im Abteil zwei Reisende nebeneinander. An jeder Abteilwand drei Fenster, außerdem noch ein großes Fenster vorn vor der Flügelkante, ermöglicht über den Motor hinweg Ausblick nach vorn. Hinter dem Abteil offener Führersitz mit ein wenig beschränktem Ausblick nach vorn. Rumpfhinterkante mit senkrechter Schneide. Normales Fahrgestell mit Eschenholzstreben und in einem Fahrgestellflügel verkleideter, gummigefederter Radachse. Kreuzverspannung in der vorderen Strebenebene. Der luftgekühlte Sternmotor ist durch eine an eine Nabenhaube dicht anschließende Kappe soweit verkleidet, daß nur die Zylinderköpfe freiliegen. Nabenhaube mit kleinen Schaufeln zur Kühlung des Motorgehäuses. Bellanca-Luftschraube von 2,44 Durchm. bei 2,44 m Steigung. Zwei Magnete, doppelte Ölpumpe (Angaben über die Brennstoffunterbringung fehlen; vermutlich sind die Betriebsstoffbehälter zwischen Abteil und Motor im Rumpf untergebracht. Eine besondere Trimmvorrichtung scheint zu fehlen! D. Ber.).

Flugzeug bereits eingehend erprobt, hat sehr befriedigt. Gewann den Monmouth-Wettbewerb dieses Jahres. Ein zweites Flugzeug hat bei abgestelltem Motor einen Gleitwinkel von 1 : 12 nachgewiesen und stieg auf 2,1 km Höhe in 11 min (Führer und vier Fluggäste).

Motor Anzani-Zehnzylinder-Sternmotor	90	PS
Spannweite (Haupttragflügel)	12,2	m
Spannweite (Unterflügel)	6,7	m
Flügeltiefe (Haupttragflügel)	1,98	m
Flügeltiefe (Unterflügel)	0,76	m
Ganze Länge	7,25	m
Gesamte Tragfläche	26,9	m²
Leergewicht	430	kg
Nutzlast	470	kg
Fluggewicht	900	kg
Flächenbelastung	33,5	kg/m²
Leistungsbelastung (90 PS)	10,0	kg/PS
Zahlende Nutzlast	310	kg
Höchstgeschwindigkeit	174	km/h
Höchstgeschwindigkeit (Meßwert)	177	km/h
Kleinstgeschwindigkeit	65	km/h
Steigzeit auf 1,6 km Höhe mit Vollast	10	min
Flugbereich (Höchstgeschwindigkeit)	710	km

W. **22/46. 13.**

Flugzeugbeschreibung. Haerens F. F. 9-Schuldoppeldecker (Haerens nye Skole maskin F. F. 9). — Per Slinde, Motorsport (Aeroplanet), Bd. 5, Nr. 17, 15. Sept. 1922, S. 330, 332 (5 Sp., 2 Lichtb., 2 Übersichtsskizzen).

Gebaut von dem norwegischen Haerens-Flugzeugwerk in Kjellen. Normaler, verspannter, einstieliger Doppeldecker mit gleichgroßen Flügeln. Zweisitzer. Holzkonstruktion. Rumpf mit Sperrholz beplankt. Motoreinbau aus Stahlrohr. Bugkühler. Querruder in beiden Flügeln. Ruder nicht entlastet.

Motor (Mercedes-Sechszylinder)	120	PS
Spannweite in beiden Flügeln	9,5	m
Flügeltiefe in beiden Flügeln	1,67	m
Länge	8,48	m
Höhe	3,23	m
Tragfläche	29	m²
Leergewicht	0,70	t
Nutzlast	0,36	t
Fluggewicht	1,06	t
Flächenbelastung	30,6	kg/m²
Leistungsbelastung	8,83	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit	144	km/h
Landegeschwindigkeit rd.	70	km/h
Steigzeit auf 1 km Höhe	7,5	min
Gipfelhöhe	3,2	km

W. **22/46. 15.**

Flugzeugbeschreibung. Handley Page Torpedoflugzeug mit Düsenflügel. — Archibald Black, Automotive Industries, Bd. 46, Nr. 23, 8. Juni 1922, S. 1258 (¼ Sp., Abb. und nähere Ang.)

Versuchsflugzeug mit Düsenflügel, über das strengstes Stillschweigen befolgt wird. Flugversuche sollen bei geöffneten Schlitzen außergewöhnlich kleine An- Auslaufstrecken ergeben haben. W. **22/46. 17.**

Flugzeugbeschreibung. »Hüflug«-Sporteindecker »Bajadere« der »Hüflug«-Werke in Münster i. W. — x., Illustrierte Flug-Woche, Bd. 4, Nr. 18 und 20, 30. Aug. u. 27. Sept. 1922, S. 225 und 249 (3 Sp., 3 Lichtb.). W. **22/46. 18.**

Flugzeugteile. Aerodynamische Fahrgestelldurchbildung. — er, Der Motorwagen, Bd. 25, Nr. 27, 30. Sept. 1922, S. 525/527 (3½ Sp., 1 Lichtb. des Fahrgestells vom Dornier-»Komet«-Verkehrseindecker). W. **22/46. 20.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof, sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin und der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen

ZFM ZFM

SCHRIFTLEITUNG: Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG: Dr.-Ing. e. h. Dr. L. Prandtl Professor an der Universität Göttingen — Dr.-Ing. Wilh. Hoff Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

24. Heft — München, 30. Dezember 1922 — 13. Jahrgang

INHALT:

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stücke des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel bis auf weiteres zum Preise von M. 150.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschließlich Portokosten: Belgien (Fr. 25.—), Dänemark (Kr. 10.—), Finland (Marka 40.—), Frankreich (Fr. 25.—), Groß-Britanien (sh. 8.—), Japan (Yen 4.—), Jugo-Slavien (Dinar 55.—), Italien (Lire 30.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 5.—), Norwegen (Kr. 10.—), Rumänien (Lei 115.—), Schweden (Kr. 8.—), Schweiz (Fr. 10.—), Spanien (Pes. 12.—), Tschechoslovakische Republik (Kr. 30.—), V. St. A. (Doll. 2.—). ***Es wird gebeten, nur bankfähige Zahlungsmittel zu überweisen.***

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht. Überweisungen gehen zu Lasten des Bestellers.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 10.— für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf M. 7.— für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand,** die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Marconi International Code. — Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Gebühr von M. 2.— zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.



Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

24. Heft | 30. Dezember 1922 | 13. Jahrgang

Kann uns Maneyrols Rekordflug Neues bringen?

Von Roland Eisenlohr, Karlsruhe (Baden).

Als die Kunde zu uns über den Kanal drang, daß es beim englischen Segelflug-Wettbewerb von Itford Hill dem Franzosen Maneyrol geglückt sei, mit einem Flug von 3^{20} h die deutsche Höchstleistung von 3^{08} h zu drücken, waren es drei Momente, die zur Erklärung dieser Leistung in Betracht zu kommen schienen. Zunächst mußten das Gelände besonders günstig und dann die Windverhältnisse zurzeit des Rekordfluges sehr vorteilhaft gewesen sein. Das wurde neuerdings durch Herrn Meyer, der beim englischen Wettbewerb zugegen war, bestätigt, daß die Verhältnisse günstiger lagen als in der Rhön. Es braucht nun allerdings ein Wind von 20—26 m/s Stärke (wie bei Maneyrols Flug) nicht immer vorteilhafter zu sein, als etwa einer von 7—9 m (wie bei Hentzens Flug). Da wir es hier noch nicht mit eigentlichen Segelflügen, sondern mit vollendeten Gleitflügen zu tun haben, dürfen wir Wind und Gelände nicht für sich, sondern nur zusammen betrachten. Und, da sehen wir, daß in Itford Hill mindestens ebenso gute Verhältnisse vorlagen als in der Rhön. Weniger günstig ist dort allerdings die Steilheit des Hanges. Daher glückte auch keinem der Flieger dort ein Überlandflug, wie er fast täglich in der Rhön von mehreren Flugzeugen mit 2—5 km Länge ausgeführt wurde.

Das dritte Moment ist das, daß eben unsere deutschen Segler schon alles, sowohl die Konstruktion wie die Flugpraxis vorgemacht und auch bewiesen hatten, daß man 3 h in der Luft bleiben kann. Daß ohne die deutschen Vorbilder auch nur annähernd Leistungen, wie sie in England erzielt wurden, nicht erreichbar gewesen wären, darüber ist man sich auch in England klar. Daß in England auch für minderwertigere Flugzeuge noch etwas erreichbar war, zeigte der Eindecker von Gray, der aus den Flügeln eines Fokker-Doppeldeckers und dem Rumpf eines Bristolmotorflugzeuges zusammenkomponiert war, wobei für den herausgenommenen Motor der Führersitz eingebaut war. Dieser Eindecker flog trotz 250 kg Gewicht über 1½ h!

Nun pflegte man allerdings gerne zu sagen: natürlich fliegt bei 25-m/s-Wind jedes Scheunentor! Aber fliegen und fliegen ist oft zweierlei. Gerade bei der Steilheit des englischen Hanges sind sicher Wirbel aufgetreten, die einen dreistündigen Dauerflug weder erleichtert noch angenehmer gemacht haben. Und da müssen wir uns nun fragen, ob nicht etwa das Flugzeug doch auch besonders für diese Verhältnisse geeignet war — womit nicht gesagt sein soll, daß es deshalb in der Rhön die gleiche Leistung hätte erzielen können. Wir werden darauf später zu sprechen kommen.

Betrachten wir kurz den Peyret-Eindecker von Maneyrol, den wir in Abb. 1 in 3 Ansichten wiedergeben[1]).

Es ist ein Tandemeindecker mit 2 Flügeln von — nach Pressemeldungen — je 6,60 m Spannweite und 7,10 m² Inhalt. Die Tiefe würde demnach etwa 1,10 m, das Seitenverhältnis 1 : 6 betragen. Das Gewicht soll rd. 70 kg betragen haben, somit die Flügelbelastung 10 kg/m². Aus französischen Abbildungen, die mir vorlagen, konnte man entnehmen, daß die Flügel sehr leicht und elastisch gebaut waren. Darauf läßt auch das geringe Baugewicht des Eindeckers schließen.

Die Flügel sitzen in etwa 3,3 m Abstand voneinander (zwischen Auftriebsachsen gemessen!) an einem Flugzeugrumpf aus Sperrholz. Daß zum Landen ein Fahrgestell mit Rädern verwendet ist, tut nichts zur Sache. Wichtig für uns ist lediglich die Art der Steuerung. Ein ebenfalls sehr elastisches Seitenruder mit kleiner Kielflosse sitzt am Rumpfende dicht am hinteren Flügel. Ein Höhenruder an sich ist nicht vorhanden. Dafür besitzen beide Flügel Querruder, die — ich muß mich hier auf Berichte verlassen —, sowohl links und rechts, wechselseitig als auch gleichförmig, und zwar auch vorn und hinten gegenläufig einstellbar sein sollen. Wenn dies auch zweifellos eine Verwicklung im Steuermechanismus darstellt — was übrigens bei Segelflugzeugen nicht so gefährlich ist, wie bei Motorflugzeugen, da die Steuerdrücke viel geringer sind — so scheint mir eine derartige Einrichtung doch in ihrer Wirkung von großer grundsätzlicher Bedeutung zu sein. Dies hier kurz darzulegen und die Kollegen zu ähnlichen Untersuchungen anzuregen, soll der Zweck dieser Ausführungen sein.

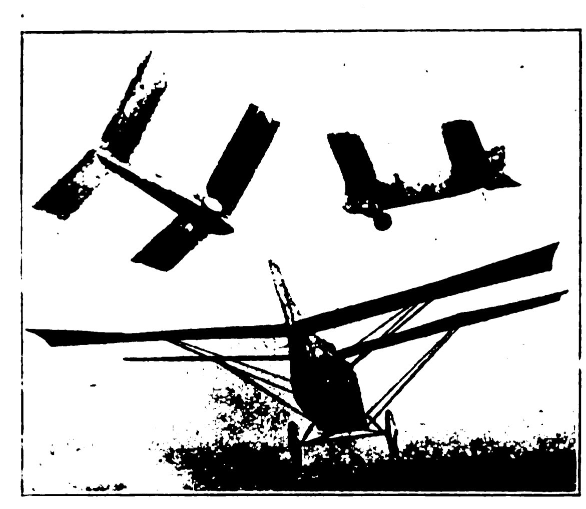


Abb. 1. Der Peyret-Eindecker Maneyrols in 3 Flugstellungen.

Betrachten wir die auf Abb. 2 dargestellten Stromlinien infolge der Höhenruderwirkung bei verschiedenen Steuereinrichtungen. Bei der normalen Bauart hat der Steuerausschlag entweder ein Aufbäumen oder Vornüberneigen des Flugzeuges zur Folge. Um in die Normallage zu kommen, ist daher eine zweite, entgegengerichtete Steuerwirkung erforderlich. An sich sind verhältnismäßig starke Steuerausschläge notwendig, die also zweimal aerodynamisch nachteilig (bremsend) wirken.

Schon die (rechts skizzierte) Entenbauart ermöglicht ein wesentlich günstigeres Steuern, da infolge der Anordnung von Ruder- und Tragflügel zueinander der Luftstrom nicht so stark abgelenkt wird. Die Stromlinien dürften einen flacheren Verlauf nehmen.

Noch günstiger scheint mir aber die Tandemanordnung mit Querrudern zu sein. Wir können das ganze System eigentlich als einen einzigen tiefen Tragflügel — bei der aber eine Druckpunktsverschiebung nicht, oder in einer kaum in Erscheinung tretenden Größe auftritt — von elastischer Art auffassen, und sehen so eine durch Schmiegsamkeit (Elastizität) erzielte Flügelsteuerung! Die Stromlinien verlassen den Hinterflügel etwa in derselben Richtung, in der sie am Vorderflügel eintreten. Sollte, wie es beim Peyret-Eindecker der Fall gewesen sein soll, der Hinterflügel an sich noch verstellbar sein, so könnte die günstige Wirkung noch erhöht werden. Ohne bis jetzt Versuche darüber gemacht zu haben, glaube ich annehmen zu dürfen, daß eine derartige Steuereinrichtung schneller und ruhiger wirkt, als die normale. Das Steigen wird zu einem sich Heben (in nahzu horizontaler Achse), das

	Normal-Flg.	Tandem-Flg.	Enten-Bauart
Steigen			
Sinken			

Abb. 2. Stromlinien infolge Steuerausschlag.

[1]) Während diese Arbeit im Satz war, erschien in Heft 23 dieser Zeitschrift der Aufsatz von Weyl, der sich mit diesen Ausführungen teilweise deckt und auch die überlegene Steuerbarkeit des Peyret-Eindeckers hervorhebt.

Fallen zu einem gleichartigen sich Senken. Dies wären also dieselben Erscheinungen, wie wir sie bei guten Segelvögeln beobachten können. Es ist auch gewissermaßen eine Relaissteuerung, wie sie Wenk bei seinen W-förmigen Flügeln anstrebt. Nur ist eben hier der stark zurückgezogene, technisch kaum ausführbare Flügel mit seinen 3 Stützpunkten in zwei getrennte Flügel zerlegt.

Ein Flugzeug mit der Tandemsteuerung — wenn wir sie so nennen wollen — wird voraussichtlich sowohl bei ganz schwachen, als auch vor allem bei sehr starken Winden (wie Maneyrol zeigte) besser steuerfähig sein als ein normales, aber auch besser flugfähig, da ja das System im ganzen eigentlich einen elastischen Flügel darstellt, oder wenigstens dazu ausgebaut werden kann. Unsere bisherigen Segelflugzeuge werden ganz gute Flug- und Steuereigenschaften m. E., wie ich schon mehrfach betonte, nur für einen bestimmten Bereich von Luftstromgeschwindigkeiten aufweisen. Dieser Bereich dürfte durch die Tandemsteuerung wesentlich vergrößert werden, ja wohl für alle praktisch vorkommenden Fälle völlig ausreichend sein.

Ich bin mir bewußt, daß ich mit dem Prinzip des Tandemeindeckers anscheinend im Widerspruch stehe mit der Ansicht, daß das Segelflugzeug eigentlich überhaupt nur einen Flügel unter Fortlassung eines Ruders besitzen solle und flügelgesteuert sein soll. Aber ich glaube eben in der Tandemanordnung mit Tandemsteuerung, also ohne Höhenruder, ein System sehen zu dürfen, das gewissermaßen als Einflächner aufgefaßt werden kann, diesem gegenüber aber verbesserte Steuerwirkung besitzt.

Vielleicht regen diese Ausführungen auch anderswo als in Karlsruhe zu Versuchen an, deren Ergebnisse dann in dieser Zeitschrift mitgeteilt werden.

Über Festigkeitsuntersuchungen an Holz.

Von Adolf Weingarten.

Auszug aus einer von der Techn. Hochschule Stuttgart genehmigten Dissertation.[1])

A. Einleitung.

Nachdem das Holz als Konstruktionsmaterial in den letzten Jahrzehnten mehr und mehr von dem alles beherrschenden Eisen verdrängt worden war, tritt es in neuerer Zeit wiederum als solches mehr in den Vordergrund. Besonders seine Verwendung im Flugzeugbau machte es notwendig, die Festigkeitseigenschaften auch dieses Materials weitgehend auszunutzen, treten doch im Tragwerk eines Flugzeuges (in seiner heutigen Konstruktion) Beanspruchungen auf, die etwa die Hälfte der Materialfestigkeit erreichen.

Während wir es nun bei fast allen anderen Konstruktionsmaterialien mit Kunstprodukten zu tun haben, deren Herstellungsprozeß in ganz bestimmten Richtungen beeinflußt werden kann, um entsprechende Ziele zu erreichen, handelt es sich bei Holz um ein fast vollständig rohes Naturprodukt. Daß Standort und Behandlung auf die Festigkeit des Holzes von großem Einfluß sind, ist allgemein bekannt, doch erschwert das langsame Wachstum der Bäume die Auswertung der forstmännischen Erfahrung, mit deren Hilfe ja fraglos eine Beeinflussung der Festigkeitseigenschaften schon während der Entwicklung des Baumes möglich sein würde. Es dürfte jedoch kaum gelingen, die ewig wechselnden Einflüsse der Witterung in den aufeinander folgenden Jahren zu berücksichtigen.

B. Verschiedene Methoden der Prüfung.

Die laufende Materialprüfung bei Holz in der bei Metallen üblichen Weise durch einfache Entnahme einer mehr oder weniger großen Anzahl von Proben durchzuführen, ist durchaus unzulässig, denn das Prüfungsergebnis hängt in außerordentlich hohem Maße von der Lage der Probestelle im Baumstamm ab. Abb. 1 zeigt den Mittelschnitt durch einen Eschenstamm mit eingezeichneten Probestellen und zugehörigen Festigkeitszahlen. Hiernach ist eine außerordentlich große Zunahme der Zugfestigkeit im Kern vom Zopf nach dem Stammende zu zu beobachten. Im Splint tritt diese Veränderlichkeit nicht so hervor, ist aber auch vorhanden[1]). Für die Verwendung des Holzes als hochbeanspruchtes Konstruktionsmaterial ist es aber unbedingt notwendig, daß die Festigkeit nicht in allzu weiten Grenzen schwankt, denn der Konstruktionsberechnung zugrunde zu legen ist immer der kleinste vorkommende Wert der Festigkeit, so daß bei dem vorliegenden Stamm mit einer Zugfestigkeit von etwa 900 kg/cm² zu rechnen gewesen wäre.

Durch eine entsprechende Zahl von Versuchen hätte vielleicht der Nachweis erbracht werden können, daß die geringste Festigkeit eines Baumes an einer ganz bestimmten Stelle auftritt. Eine dort entnommene Probe hätte einige Sicherheit geben können, daß in dem betreffenden Stamm keine Teile mit geringerer Festigkeit vorkommen. Diese Methode ist jedoch für die Zwecke des Flugzeugbaues zu roh, da bei einer durchschnittlichen Zugfestigkeit des vorliegenden Stammes von

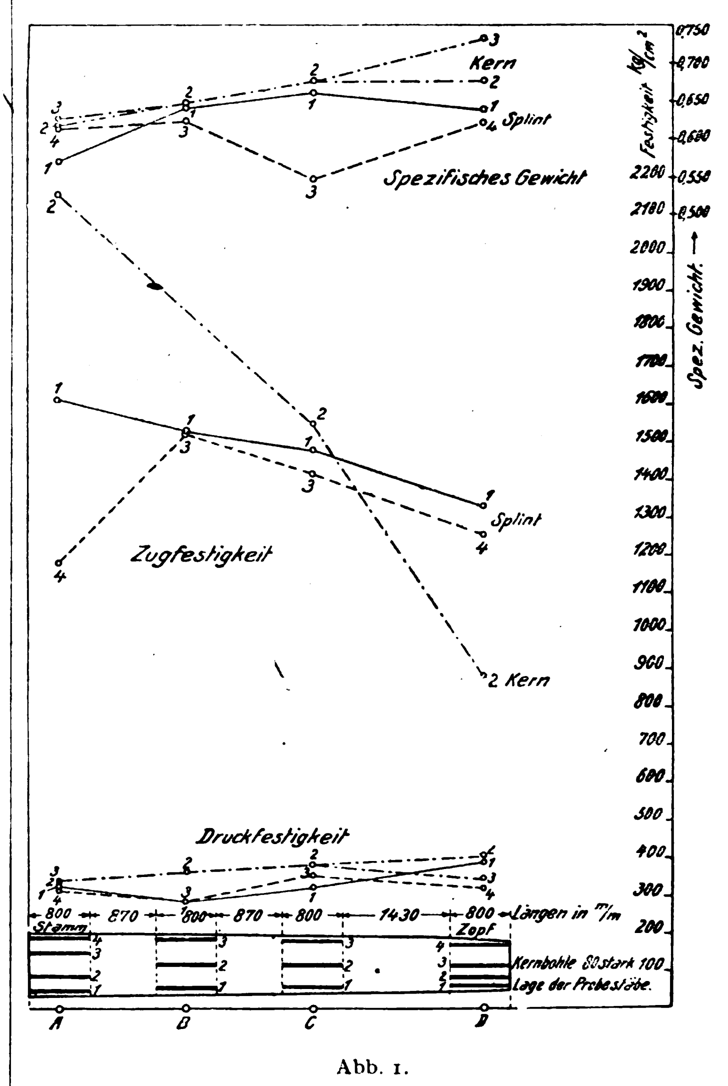


Abb. 1.

etwa 1400 kg/cm² verlangt werden sollte, daß bei der Gewichtsbestimmung des Flugzeuges wenigstens mit dieser gerechnet werden kann, was aber nur möglich ist, wenn es gelingt, die Teile mit geringerer Festigkeit an entsprechend niedrig beanspruchten Stellen zu verwenden oder ganz auszuscheiden, wobei natürlich nur ein indirektes Prüfverfahren in Frage kommt.

Für viele Metalle ist in der Brinellschen Kugeldruckprobe ein Verfahren vorhanden, das gestattet, einen Schluß auf die Festigkeit eines Materials zu ziehen, ohne das betreffende Stück zu zerstören. In etwas anderer Form ist die Kugeldruckprobe bei einer außerordentlich großen Zahl von Holzarten von Janka (Mitteilungen aus dem forstlichen Versuchswesen

---

[1]) Die vorliegender Abhandlung zugrunde liegenden Versuche wurden in den Jahren 1916 bis 1918 in der Versuchsabteilung der Zeppelin-Werke, Staaken durchgeführt.

[1]) Schon Bauschinger hat zum Teil noch größere Festigkeitsunterschiede zwischen Kern und Splint festgestellt (von Bach, Maschinenelemente).



Österreichs: Die Härte der Hölzer, Wien 1915) angewandt worden. Für den praktischen Gebrauch eignet sich die Methode jedoch wenig, da erstens eine recht große Kugel verhältnismäßig tief eingedrückt wird, so daß doch erhebliche Teile des betreffenden Holzstückes zerstört werden. Zweitens wurde die Kugeldruckprobe (mit Recht) am Stirnholz vorgenommen, was praktisch aber nur möglich ist, wenn man sich damit begnügen will, die Festigkeit an ganz bestimmten Stellen eines Werkstückes zu ermitteln. Andererseits verbieten die im Flugzeugbau meist vorkommenden schwachen Dimensionen die Vornahme einer Kugeldruckprobe überhaupt.

Eine für den vorliegenden Zweck hinreichende Prüfmethode muß gestatten, die Festigkeit eines Holzstabes an jeder Stelle festzustellen, ohne dort Zerstörungen irgendwelcher Art vorzunehmen.

Zur Erreichung dieses Zieles wurden zwei Möglichkeiten, als aussichtsreich erscheinend, untersucht:

Erstens wurde festgestellt, ob ein Zusammenhang zwischen Dehnungskoeffizient und Festigkeit besteht. —

Mitbestimmend hierfür war die Möglichkeit, die Belastungsprüfung eines Flugzeuges nunmehr durch Messung der Durchbiegungen allein vornehmen zu können, ohne es zum Bruch zu bringen. Die Durchprüfung der einzelnen Belastungsfälle einer Flugzeugbauart könnte also an einem einzigen Exemplar vorgenommen werden, so daß also erstens Herstellungsdifferenzen ausscheiden und zweitens die Prüfung erheblich verbilligt wird.

Gleichzeitig wurden noch Versuche zur Klarstellung des Zusammenhanges zwischen Druckfestigkeit und spezifischem Gewicht vorgenommen.

C. Zusammenhang zwischen Druckfestigkeit und Spezifischem Gewicht.

Falls ein solcher Zusammenhang bestünde, würde er natürlich eine einfache Methode für eine generelle Materialkontrolle im Holzlager ergeben. Um nach dieser Methode etwa einen gegebenen Balken zu untersuchen, könnte man zunächst vom mittleren spezifischen Gewicht auf die mittlere Festigkeit schließen. Wie schon aus Abb. 1 ersichtlich ist, sind die Unterschiede zwischen den beiden Enden eines Stammes häufig sehr groß; nimmt man etwa an, daß die Abnahme vom einen Ende zum anderen linear erfolgt, so läßt sich durch Auswägen des Schwerpunktes auch die Differenz der Festigkeit ausrechnen.

Es darf aber nicht vergessen werden, daß der grundsätzliche Mangel der Methode in der willkürlichen Annahme des Gesetzes für die Änderung des spezifischen Gewichts liegt. Unregelmäßigkeiten dieser Änderung können aber durch Abwägen des Schwerpunktes allein nicht festgestellt werden, hierzu ist es notwendig, das betreffende Stück zu zerteilen, was ja gerade vermieden werden sollte.

D. Festigkeitsproben vermittelst Messung des Dehnungskoeffizienten.

Es waren hierzu zwei Aufgaben zu lösen:

1. Feststellung einer Beziehung zwischen Festigkeit und Dehnungskoeffizient,
2. Angabe einer Vorrichtung, die gestattet, den Dehnungskoeffizienten an jeder Stelle eines Holmes, ohne Zerstörung und Probeentnahme, zu bestimmen.

1. Beziehung zwischen Festigkeit und Dehnungskoeffizienten.

Zur Lösung dieser Aufgabe wurden eine große Anzahl von Probestäben von 30 × 30 mm Querschnitt und etwa 1100 mm Länge untersucht. Der Dehnungskoeffizient wurde bei diesen Versuchen bei 100 cm Auflagerentfernung und einer Last in der Mitte festgestellt, wobei jeweils zwischen einer Anfangsbelastung von 10 kg und der betreffenden Laststufe so lange gewechselt wurde, bis keine weitere bleibende Formänderung mehr eintrat. Der Dehnungskoeffizient wurde dann in der üblichen Weise, auch ohne Rücksicht auf die Schubbeanspruchung ausgerechnet.

Nach Ermittlung des Dehnungskoeffizienten wurden am gleichen Stab die Biegefestigkeit festgestellt und mehrere Druckkörper und ein Zugstab entnommen. An jedem Stab wurde also Dehnungskoeffizient, Biegefestigkeit, spezifisches Gewicht (Mittelwert), Zugfestigkeit und Druckfestigkeit (Mittelwert) festgestellt.

Die Feuchtigkeit aller untersuchten Hölzer betrug etwa 12 vH.

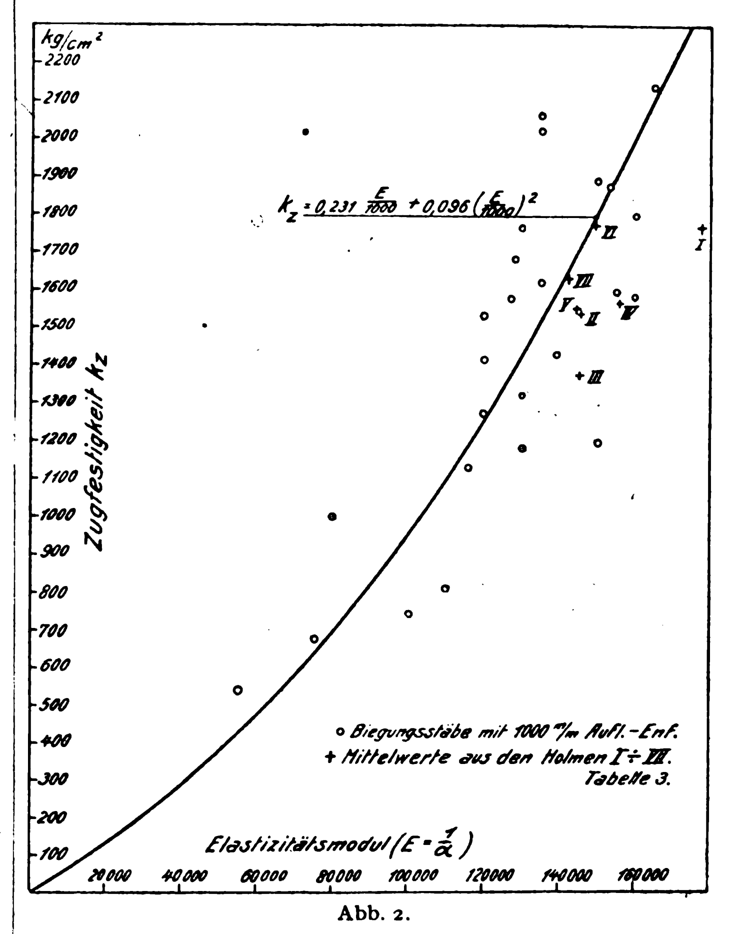


Abb. 2.

Die Abb. 2 und 3 zeigen als Resultate der Versuche mit Eschenholz die Abhängigkeit der Zug- und Biegefestigkeit vom Elastizitätsmodul, wobei als solcher der Wert der mittleren Kurve desselben bei etwa 300 kg/cm² Biegebeanspruchung

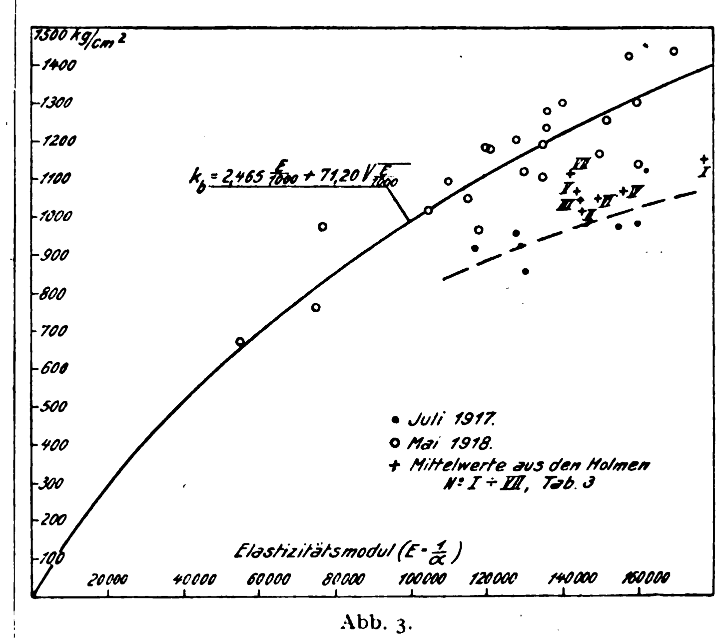


Abb. 3.

eingesetzt wurde. Die Resultate lassen sich auch zusammenfassen in:

$$K_z = 0{,}231 \cdot 1/1000 \cdot E + 0{,}096\,(1/1000 \cdot E)^2 \quad . \quad (6)$$

$$K_b = 2{,}465 \cdot 1/1000 \cdot E + 71{,}2\,(1/1000 \cdot E)^{1/2} \quad . \quad (7)$$

In Abb. 2 fällt zunächst der außerordentlich große Unterschied in der Festigkeit einer gleichen Holzart auf, liegen doch die Grenzwerte bei 550 und 2150 kg/cm², differieren also um 300 vH des kleineren Wertes. In der Zusammenstellung der Biegefestigkeiten des gleichen Holzes (Abb. 3) ist der Unterschied erheblich geringer, die Festigkeit schwankt zwischen 650 und 1450 kg/cm², also um etwa 100 vH des kleineren Wertes.

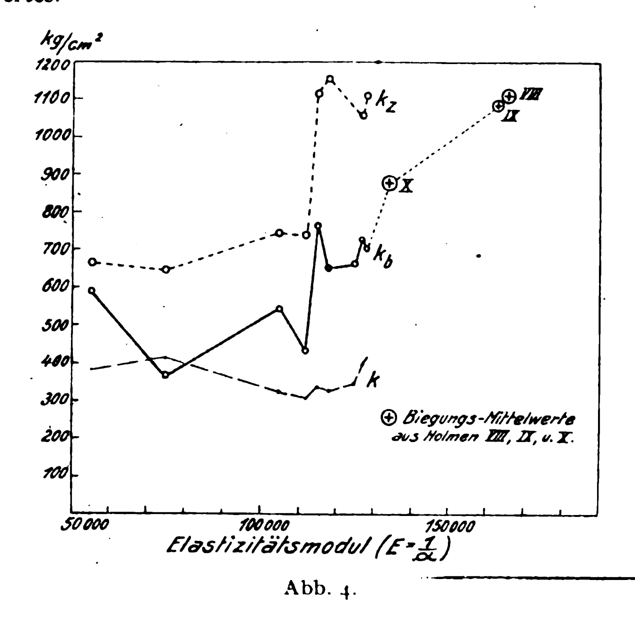


Abb. 4.

Die Ergebnisse der weniger zahlreichen Versuche mit Fichtenholz sind in Abb. 4 zusammengestellt, doch wurde mit Rücksicht auf die geringe Zahl der Einzelversuche davon abgesehen, die Ergebnisse weiter zu verarbeiten.

Die Betrachtung der Abb. 2 und 3 legt den Gedanken nahe, allgemein zu schreiben:

$$K = C_1 + C_2 \cdot E + C_3 \cdot E^n \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

und die Gleichungen 6 und 7 als spezielle Formen dieser allgemeineren anzusehen. Hiernach kann man also für eine gewisse Holzart durch verhältnismäßig wenige Versuchspunkte die Lage der Kurve festlegen.

Ferner wurden noch Stichproben mit einigen anderen Holzarten angestellt, die ebenfalls den oben festgestellten Anstieg der Festigkeit mit dem Elastizitätsmodul bestätigten. Untersucht wurden noch: Fichte, Linde, Cottonwood, Birke.

2. Die Prüfvorrichtung.

Es wurde versucht, den Dehnungskoeffizienten durch Biegeversuche am vorliegenden Werkstück festzustellen. Die Anordnung der Last in der Mitte des an beiden Enden aufgelagerten Stabes und Messung der Durchbiegung ebenda ergibt einen Mittelwert des Dehnungskoeffizienten und damit die mittlere Festigkeit (nach Gleichung 6 und 7). Durch Verschiebung des Lastangriffspunktes und dauernde gleichzeitige Aufnahme der Durchbiegungen gelingt es, Stellen mit Abweichungen des Dehnungskoeffizienten vom Mittelwert, sowie auch die Größe dieser Abweichungen festzustellen.

Dieses Verfahren tritt jedoch zurück gegenüber der praktisch besser durchzuführenden Möglichkeit der Messung

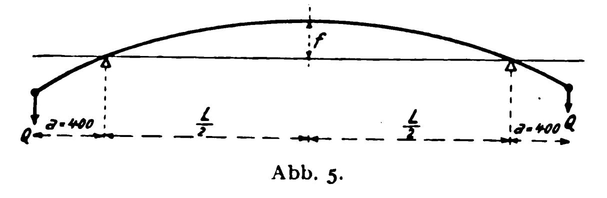


Abb. 5.

des Krümmungshalbmessers an jeder Stelle des gebogenen Stabes, wofür gilt:

$$\frac{\alpha}{J} M = \frac{M}{E \cdot J} = -\frac{1}{\varrho} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$

Das Trägheitsmoment J ist mit großer Annäherung als konstant anzunehmen, da es sich um maschinengehobelte Hölzer handelt. Wäre auch das Biegungsmoment über die Länge unveränderlich, so brauchte an jeder Stelle nur die Abweichung des Krümmungshalbmessers von irgendeinem bekannten Wert desselben festgestellt werden.

Wird ein Holm mit konstantem Trägheitsmoment in der aus Abb. 5 ersichtlichen Weise gebogen, so formt er sich zwischen den Auflagern, wo das Moment konstant ist, nach einem Kreisbogen, der nur durch die Veränderlichkeit des Dehnungskoeffizienten gestört wird. (Hierbei ist zunächst vom Einfluß des Eigengewichtes abgesehen.) Es kann nun an jeder Stelle des Balkens der Krümmungshalbmesser festgelegt werden, und nach Gleichung (9) der Dehnungskoeffizient an jeder Stelle ausgerechnet werden, womit dann wieder auf die Festigkeit geschlossen werden kann. Der Einfluß des Eigengewichtes kann entweder dadurch ausgeschaltet werden, daß man den Holm in einer horizontalen Ebene biegt, oder dadurch, daß man die Messung des Krümmungshalbmessers bei zwei verschiedenen Laststufen vornimmt. Im letzteren Falle verkleinert (bei Belastung nach Abb. 5) das Eigengewicht den Krümmungsradius an jeder Stelle bei beiden Belastungsstufen um den gleichen Betrag, es fällt also aus der Rechnung heraus, da in Gleichung 9 die Differenz der Krümmungsradien und Momente einzusetzen ist.

Zur Messung des Krümmungshalbmessers an jeder Stelle des Holmes wurde der in Abb. 6 dargestellte Apparat konstruiert.

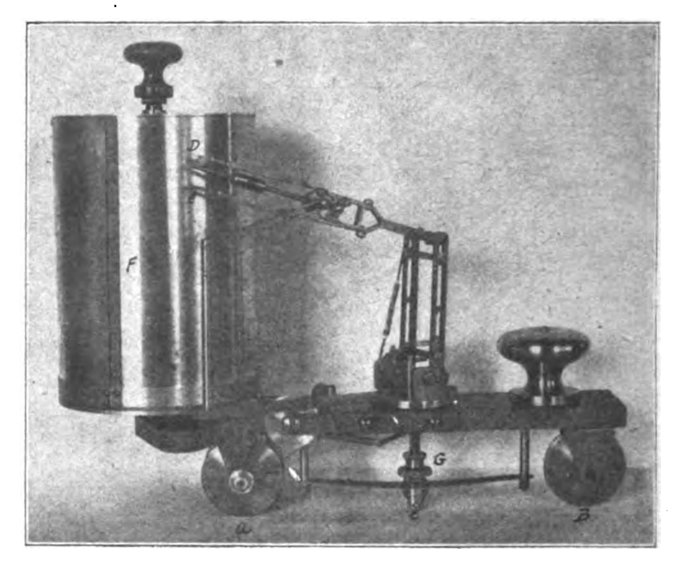


Abb. 6.

Wie ersichtlich, mißt das Instrument die Bogenhöhe zwischen zwei Laufrollen A und B vermittelst einer mittleren vertikal beweglichen Rolle C. Die senkrechte Verschiebung der Rolle C gegenüber der Linie $A\,B$ wird mit einer Übersetzung von 1:240 auf die Schreibfedern D und E übertragen. Die Trommel F wird von der Rolle A aus mit dem Fortschreiten des ganzen Indikators über den zu untersuchenden Holm gedreht, so daß die Federn D und E zu jedem Punkt als Abszisse die Bogenhöhe als Ordinate auftragen. —

Das Eigengewicht wird in der oben geschilderten Weise durch Herstellung zweier Belastungsstufen ausgeschaltet. Als erste Stufe wurde die Belastung Null (abgesehen vom Eigengewicht) gewählt. Durch Befahren des Holmes mit dem Apparat von einem Auflager zum anderen entstehen die in den Abb. 7, 8 und 9 dunkel erscheinenden Kurven (durch Einschalten der mit roter Tinte gefüllten Feder D). Nunmehr wird der Holm in der aus Abb. 5 ersichtlichen Weise gebogen, so daß eine Biegungsspannung von etwa 100 kg/cm² erreicht wird. Nachdem die Trommel in die Nullage zurückgedreht ist, wird der Apparat wieder an den Anfangspunkt gestellt. Durch das eingeleitete Moment stellt sich zwischen den Auflagern ein mittlerer Krümmungsradius ein, der sich aus Gleichung 9 berechnen ließe. Da es für das verfolgte Ziel aber zunächst belanglos ist, die absolute Größe desselben zu kennen, sondern nur die Änderung von Punkt zu Punkt von Interesse ist, so wird der eingetretene große Ausschlag der Federn durch

Drehen der Schraube G ausgeglichen, bis die Feder F auf den Anfangspunkt der roten Kurve zeigt. Der Apparat wird nun abermals über den Holm geführt und (mit blauer Tinte in der Feder E) eine zweite Kurve aufgenommen, die sich mit der ersten decken muß, wenn die durch die Belastung hervorgerufenen Änderungen des Krümmungshalbmessers und damit der Dehnungskoeffizient über die ganze Länge konstant ist. Die Abweichungen der Kurven voneinander ergibt die Abweichung der Festigkeit an den einzelnen Stellen von einem Mittelwert. Der Anordnung der Übersetzung entsprechend, wird ein großer Krümmungsradius und damit ein kleinerer Dehnungskoeffizient durch Lage der blauen Kurve über der roten angezeigt.

Der Mittelwert der Festigkeit wird durch Messung der Größe f (Abb. 5) und entsprechende Feststellung des mittleren Dehnungskoeffizienten ermittelt.

3. Die Auswertung der Diagramme.

Für die Auswertung der Diagramme (Abb. 7, 8 und 9) und damit zur Festlegung der Abweichungen der Festigkeit an jeder Stelle von dem soeben festgestellten Mittelwert wird benutzt:

$$\text{Krümmungsradius} \quad \varrho = \frac{J}{a\,M} \quad \ldots \quad (15)$$

wobei M und J konstant sind.

Die Bogenhöhe φ zwischen den beiden Rollen A und B (Abb. 6) ergibt sich aus:

$$\varrho^2 = 10^2 + (\varrho - \varphi)^2 \ (\text{Rollenabstand} = 2 \times 10\ \text{cm}) \quad (16)$$

$$\varrho = \frac{10^2}{2\,\varphi} + \frac{\varphi}{2} \quad \ldots \quad (17)$$

In diesem Wert für ϱ ist der zweite Summand gegenüber dem ersten verschwindend klein, da in vorliegendem Falle ϱ immer verhältnismäßig groß ist. Es ist also genau genug:

$$\varrho = \frac{10^2}{2\,\varphi} \quad \ldots \quad (18)$$

$$\varphi = \frac{10^2}{2\,\varrho} \quad \ldots \quad (19)$$

Es ist aber auch:

$$\varrho = \frac{J}{a\,M} = \frac{h}{a\,2\,\sigma_b} \quad \ldots \quad (20)$$

und somit:

$$\varphi = \frac{10^2\,a\,\sigma_b}{h} = \frac{10^2 \cdot 100\,a}{h} = \frac{a}{h}\,10^4 \quad \ldots \quad (21)$$

woraus folgt:

$$\frac{1}{a} = E = \frac{10^2\,\sigma_b}{\varphi \cdot h} = \frac{10^4}{h \cdot \varphi} \quad \ldots \quad (22)$$

Für den praktischen Gebrauch ist es zweckmäßig, den Dehnungskoeffizienten für 1 cm Differenz der beiden Kurven des Diagramms auszurechnen und zu schreiben:

$$(\Delta E)_{1\,\text{cm}} = n_1 \cdot E \quad \ldots \quad (23)$$

ferner

$$E \pm (\Delta E)_1 = E \pm n_1 \cdot E = E\,(1 \pm n_1) \quad \ldots \quad (24)$$

und

$$\varphi = (\Delta\varphi)_1 = \varphi \pm n_1 \cdot \varphi = \varphi\,(1 \pm n_1) \quad \ldots \quad (25)$$

da E und φ einander proportional sind.

Bei einer Übersetzung des Zeigerwerks von 1:240 wird

$$(\Delta\varphi)_1 = \frac{1}{240}\,\text{cm} \quad \ldots \quad (26)$$

und damit

$$n_1 = \frac{1}{240\,\varphi} = \frac{h}{10^2\,240\,a\,\sigma_b} = \frac{h}{240\,a}\,10^{-4} \quad \ldots \quad (27)$$

In der Zahlentafel 1 sind die Werte von n_1 für $\sigma_b' = 100$ zusammengestellt. — Mit Hilfe des so ermittelten Wertes (ΔE) ergibt sich die Abweichung der Festigkeit vom Mittelwert.

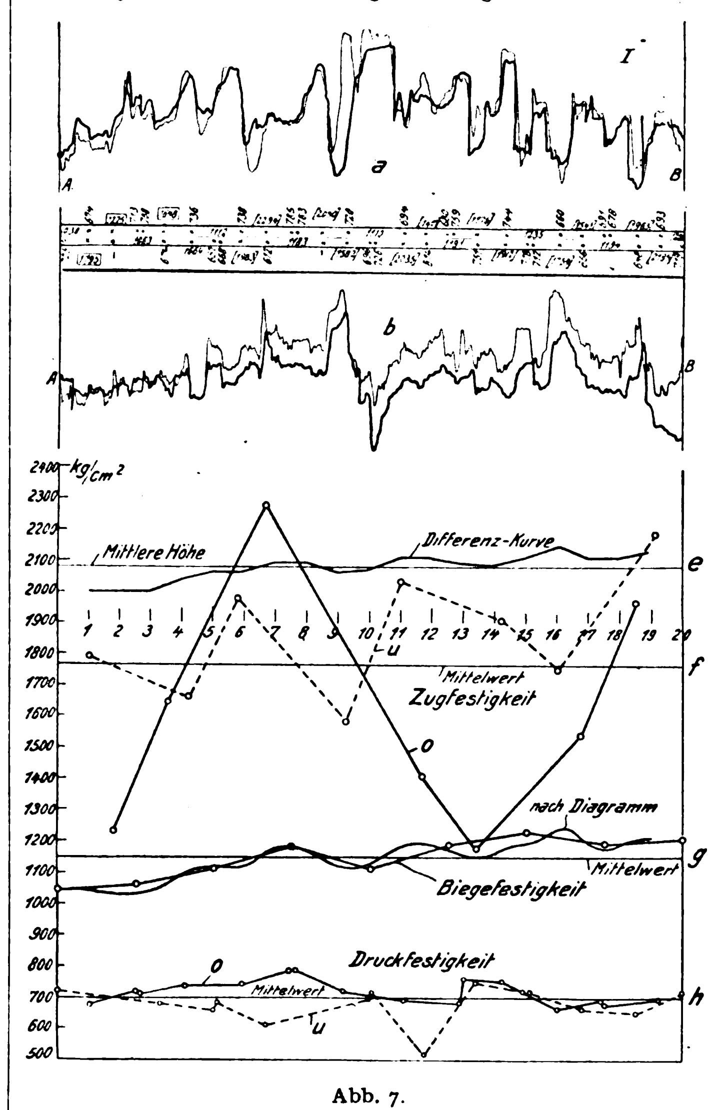


Abb. 7.

In den Abb. 7, 8 und 9 sind Beispiele solcher Untersuchungen angeführt. Die Einzeldarstellungen a und b sind die Ergebnisse der Untersuchung eines Holmes, derart, daß Kurve a die erste, während b die zweite Untersuchung des gleichen

Zahlentafel 1. Werte von n_1 für $\sigma_b = 100$ kg/cm².

$h =$	1	2	3	4	5	6	7	8 cm
$E =$ 60 000	0,02496	0,04992	0,07488	0,09984	0,12480	0,14976	0,17472	0,19968
70 000	0,02912	0,05824	0,08736	0,11648	0,14560	0,17472	0,20384	0,23296
80 000	0,03328	0,06656	0,09984	0,13312	0,16840	0,19968	0,23296	0,26624
90 000	0,03744	0,07488	0,11232	0,14976	0,18720	0,22164	0,26208	0,29952
100 000	0,04160	0,0832	0,1248	0,1664	0,2080	0,2496	0,2912	0,3328
110 000	0,04580	0,0915	0,1373	0,1830	0,2288	0,2746	0,3003	0,3661
120 000	0,05000	0,1000	0,1500	0,2000	0,2500	0,3000	0,3500	0,4000
130 000	0,0542	0,1084	0,1626	0,2168	0,2710	0,3252	0,3794	0,4336
140 000	0,0584	0,1168	0,1752	0,2336	0,2920	0,3504	0,4088	0,4672
150 000	0,0626	0,1232	0,1878	0,2504	0,3130	0,3756	0,4382	0,5008
160 000	0,0668	0,1336	0,2004	0,2672	0,3340	0,4000	0,4676	0,5344
170 000	0,0710	0,1420	0,2130	0,2840	0,3550	0,4260	0,4970	0,5680
180 000	0,0752	0,1404	0,2256	0,3008	0,3760	0,4512	0,5264	0,6016
190 000	0,0794	0,1588	0,2382	0,3176	0,3970	0,4764	0,5558	0,6352
200 000	0,0836	0,1672	0,2508	0,3344	0,4180	0,5016	0,5852	0,6688

Holmes, nach einer Drehung desselben um 180° um seine Längsachse, darstellen. Durch Vergleich der Kurven a und b ist bei allen untersuchten Holmen festzustellen, daß die Anzeige des Indikators in genügend engen Grenzen zuverlässig ist.

Ferner sind zu jedem Holm die nachträglich festgestellten Festigkeitszahlen geschrieben, derart, daß die Zahlen innerhalb der starken Linien die Biegefestigkeit, die in eckigen Klammern die Zugfestigkeit und die querstehenden die Druckfestigkeit angeben; die Zahlen sind jeweils an der Stelle des Bruches eingetragen.

Der Maßstab der Kurvenbilder a und b ist 1:1,61, und da die Wege des Indikators auf dem Umfang seiner Trommel in 12,4 facher Verkleinerung aufgezeichnet werden, so ist der Maßstab für die Abszissen in den Abb. 7 bis 9:

$$M_a = \frac{1}{1{,}61 \cdot 12{,}4} = \frac{1}{20} = 0{,}05 \quad . \quad . \quad . \quad (28)$$

und für die Ordinaten:

$$M_0 = \frac{1}{1{,}61} = 0{,}62 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (29)$$

das heißt, die in der Zahlentafel 1 ausgerechneten Werte n_1 gelten für 0,62 cm[1]) Ordinatenhöhe in den Abb. 7, 8 und 9.

E. Ergebnisse des neuen Verfahrens.

Um eine kritische Betrachtung zu erleichtern, sind die Untersuchungen der Holme I, VII und IX nochmals in den Abb. 7, 8 und 9 graphisch dargestellt: Kurve e zeigt die Differenz der roten und blauen Linien des Indikatordiagramms. Die mittlere Höhe dieser Kurve stellt in einem bestimmten Maßstabe die mittlere Festigkeit dar.

Für Holm Nr. I (Abb. 7) ist nach Zahlentafel 2:

Breite . . . . $b = 5{,}97$ cm
Höhe . . . . $h = 3{,}05$ cm
$\sigma_b = 108{,}3$ kg/cm²,
$E = 177400$ (Mittel),

damit

$$n_1 = \frac{3{,}05 \cdot 177400}{10^2 \cdot 108{,}3 \cdot 240} = 0{,}208.$$

Mit Rücksicht auf den Maßstab der Kurvendarstellung ergibt sich (ΔE) für 0,62 statt für 1 cm Höhendifferenz, also $(\Delta E) = 0{,}208 \cdot 177400 = 36870$ und

$$(\Delta E)_1 = 36870 \cdot \frac{1}{0{,}62} = 59500.$$

Nach Abb. 3 ergibt sich hiermit die Biegefestigkeit für 1 cm Ordinatenhöhe aus der Höhendifferenz der Kurve zwischen 177400 — ½ 59500 und 177400 + ½ 59500. — Da die Punkte der mittleren Biegefestigkeit der untersuchten Holme zwischen der ausgezogenen und punktierten Kurve der Abb. 3 liegen, so ist die Festigkeitsänderung entsprechend zu schätzen.

Es ergibt sich $(\Delta K_b)_1 \sim 150$ kg/cm², wenn man mit $(\Delta K_b)_1$ die Festigkeitsdifferenz pro cm Höhendifferenz der Indikatorkurve bezeichnet.

Hiermit ergibt sich die Kurve der Biegefestigkeit (Abb. 7): Von der mittleren Biegefestigkeit (nach Zahlentafel 2) als Abszissenachse sind die Einzelwerte als Ordinaten aufgetragen, und zwar sowohl diejenigen, welche sich aus den Anzeigen des Indikators ergeben haben, als auch diejenigen, welche aus den direkten Bruchversuchen festgestellt wurden. Ferner sind in den Kurven f und h noch die Zugfestigkeiten und Druckfestigkeiten aufgetragen.

Aus Abb. 8h kann eine außerordentlich regelmäßige Differenz zwischen den Festigkeiten der beiden Holmhälften festgestellt werden. (Die beiden Hälften sind mit »o« und »u« bezeichnet.) Es sind daher bei allen Holmen die Versuchspunkte der einzelnen Hälften untereinander verbunden worden.

Die Abb. 7g läßt eine verhältnismäßig gute Übereinstimmung der vom Indikator angezeigten Biegefestigkeit mit der aus direkten Versuchen festgestellten erkennen. Eine größere Abweichung ist bei der Abszisse 14 festzustellen. Direkte Versuchspunkte in der Kurve der Biegefestigkeit fehlen hier, doch zeigt der Holm an dieser Stelle eine besonders geringe Zugfestigkeit, womit das starke Sinken der Indikatorkurve zu erklären ist.

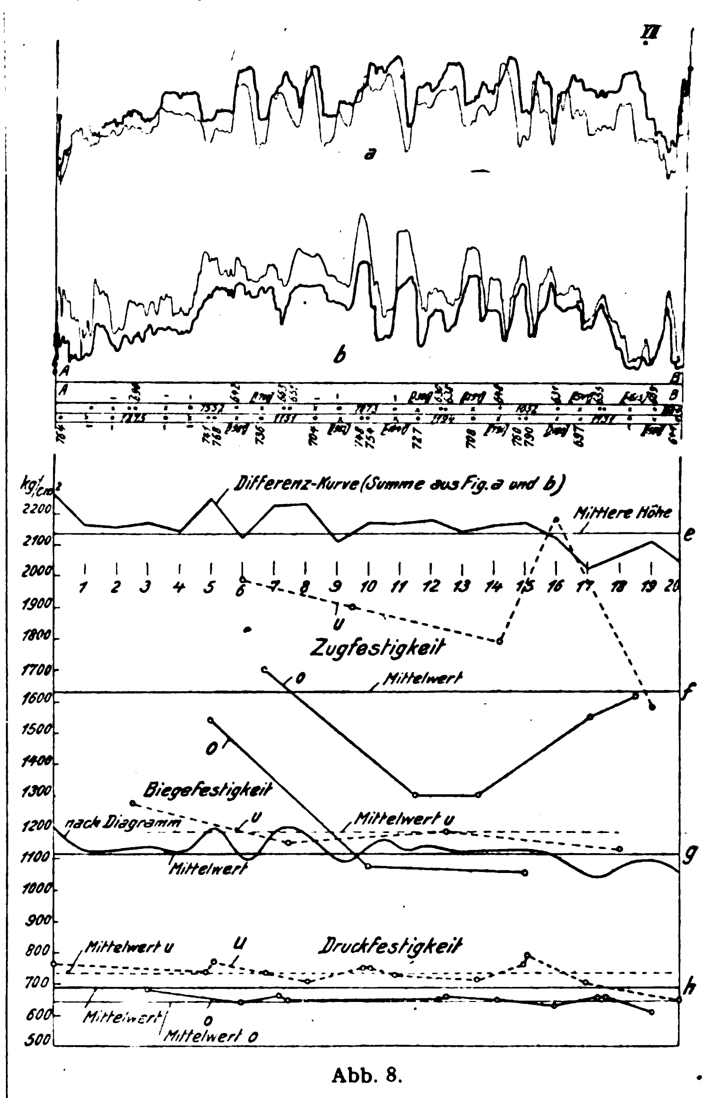


Abb. 8.

In gleicher Weise sind in den Abb. 8e bis 8h die Werte des Holmes Nr. VII dargestellt. Es ist:

$b = 6{,}03$ cm,
$h = 3{,}03$ cm,
$\sigma_b = 108{,}5$ kg/cm²,
$E = 142100$ (Mittel),

$$n_1 = \frac{3{,}03 \cdot 142100}{10^2 \cdot 108{,}5 \cdot 240} = 0{,}1653,$$

$$(\Delta E)_1 = 0{,}1653 \cdot 142100 \frac{1}{0{,}62} = 38000$$

und damit

$$(\Delta K_b)_1 = \sim 130 \text{ kg/cm}^2.$$

Bei diesem Holm ist die Differenz zwischen den beiden Hälften nun außerordentlich groß, was vielleicht darauf zurückzuführen ist, daß er an der Grenze zwischen Kern und Splint entnommen wurde. Die Biegefestigkeit der Hälfte u entspricht in ihrem generellen Verlauf demjenigen der Indikatorkurve, ebenso verläuft die Kurve der Zugfestigkeiten sinngemäß, besonders, wenn man von dem Versuchspunkt bei der Abszisse 16 absieht.

Erheblich besser ist die Übereinstimmung bei der in Abb. 8h dargestellten Druckfestigkeit. Besonders bei der Kurve für die Hälfte u des Holmes stimmt der Verlauf verhältnismäßig gut, ebenso wie bei der Biegefestigkeit die

[1]) Hier ist zu bemerken, daß die Abb. 7, 8 und 9 für den vorliegenden Auszug nochmals auf die Hälfte verkleinert wurden, die Werte $(\Delta E)_1$ und $(\Delta K_b)_1$ gelten also für 0,5 cm der Ordinaten in diesen Abbildungen. Da eine Ausrechnung der Festigkeitsänderung für 1 cm der verkleinerten Abbildungen zu große Abstände in den Abb. 2, 3 und 4 ergeben würde, so ist die Einheit von 0,5 cm beibehalten worden.

Zahlentafel 2.

1	2	3	4	5	6	7	8	9
Holm Nr.	Mittlere Breite b, cm	Höhe h, cm	Spannung σ_b kg/cm²	El. Mod E	K_b kg/cm²	K_z kg/cm²	K kg/cm²	Material
I	5,97	3,05	108,3	177 400	1142	1764	699	Esche
II	6,02	3,05	107,1	145 200	1020	1540	698	»
III	6,02	3,00	110,8	144 800	1044	1374	662	»
IV	6,02	3,03	108,6	155 700	1069	1572	700	»
V	6,02	3,05	107,1	144 200	1064	1551	688	»
VI	6,03	3,05	107,1	149 000	1050	1772	669	»
VII	6,03	3,03	108,5	142 100	1113	1631	690	»
VIII	6,38	3,07	99,8	165 600	1110	—	615	Fichte
IX	6,40	3,05	100,7	163 200	1087	—	618	»
X	6,19	3,07	102,8	134 000	878	—	500	»

Kurve für die Hälfte u besser dem Indikatordiagramm folgt, als die der Hälfte o.

Drittens wurde der Fichtenholm Nr. IX untersucht. Bei diesem konnten keine Zugversuche mehr vorgenommen werden, die Betrachtung beschränkt sich daher auf Biege- und Druckfestigkeit.

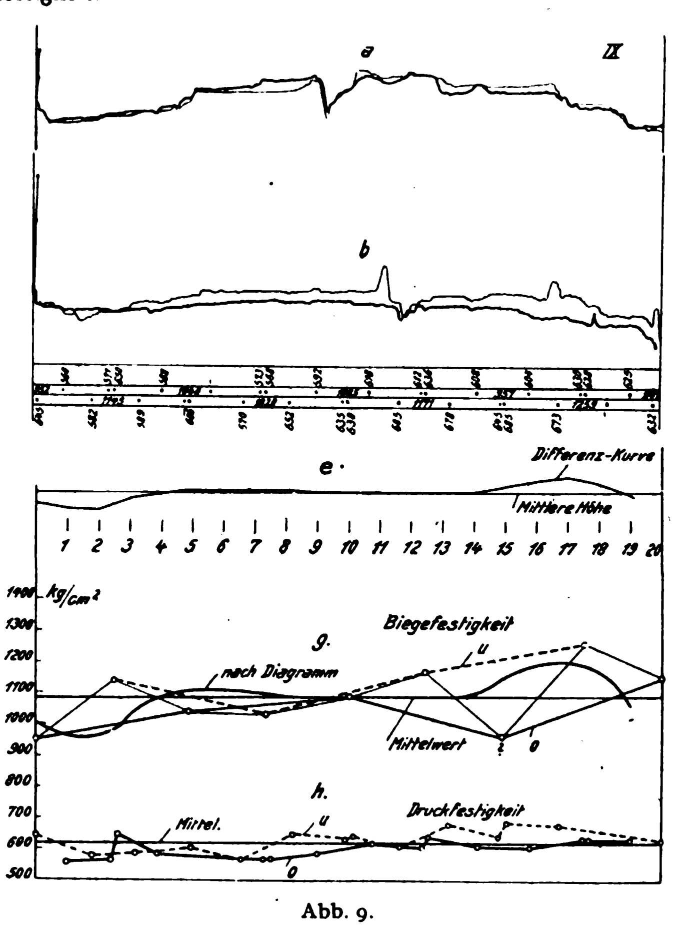


Abb. 9.

Für Holm IX ist:

$$b = 6{,}40 \text{ cm},$$
$$h = 3{,}05 \text{ cm},$$
$$\sigma_b = 100{,}7 \text{ kg/cm}^2,$$
$$E = 163200 \text{ (Mittel)}.$$
$$n_1 = \frac{3{,}05 \cdot 163200}{10^2 \cdot 100{,}7 \cdot 240} = 0{,}206$$
$$(\Delta E)_1 = 0{,}206 \cdot 163200 \frac{1}{0{,}62} = 54200.$$

Nimmt man für die Bestimmung von $(\Delta K_b)_1$ in Abb. 4 die Verbindungslinie der Punkte VIII und X, auf der ja auch IX liegt, an, so wird $(\Delta K_b)_1 = \sim 260$ kg/cm². Hiermit ergibt sich dann die in Abb. 9g dargestellte Indikatorkurve für die Biegefestigkeit.

Berücksichtigt man, daß die beiden Hälften des Holmes stellenweise sehr verschieden sind, so ist die Übereinstimmung sowohl für Druck- als Biegefestigkeit nicht schlecht zu nennen.

Aus der Lage der Indikatorkurve zu den Festigkeitskurven für die beiden Holmhälften kann ferner mit einiger Annäherung auf die Verteilung der Festigkeit über die Breite des Holmes geschlossen werden. Am rechten Ende des Holmes IX wird also nur ein verhältnismäßig kleiner Teil geringere Festigkeit haben, denn die Indikatorkurve folgt hier auffällig der Festigkeitskurve für die Hälfte u. Ebenso würde in Abb. 8g die Verschiebung der Festigkeitskurve für die Holmhälfte u um etwa 80 kg/cm² eine bessere Übereinstimmung ergeben.

In der Zahlentafel 2 sind die Ergebnisse der 10 Holme zusammengestellt. Die in Spalte 4 angegebenen Spannungen wurden vor Aufnahme des Indikatordiagramms eingestellt, der in Spalte 5 aufgeführte Elastizitätsmodul mit Hilfe der Größe f (Abb. 5) ausgerechnet. In den Spalten 6, 7 und 8 sind die Mittelwerte der Bruchfestigkeiten, welche sich aus den direkten Versuchen ergeben haben, zusammengestellt. Ferner sind die Werte in den Abb. 2, 3 und 4 entsprechend eingetragen. Die Werte der Zug- und Biegefestigkeit bei Eschenholz schließen sich, allerdings mit einer gewissen Streuung, dem Zuge der gezeichneten Kurven an, beim Fichtenholz verlängern sie die bereits aus Einzelversuchen vorhandene Kurve der Biegefestigkeit. Die mittlere Druckfestigkeit ist bei allen untersuchten Eschenholmen wenig verschieden, dagegen steigt sie bei Fichte mit dem Elastizitätsmodul.

F. Schlußwort.

Bekanntlich ist Holz eines der bestgeeigneten Baumaterialien für alle Zwecke, bei denen auf geringes Eigengewicht der Konstruktion besonderer Wert zu legen ist. Die vorliegenden Versuche haben nun aber wiederum gezeigt, daß dieses Material, so wie es heute verwendet werden muß, sehr ungleichmäßig bezüglich seiner Festigkeit ist. Um es als hochbeanspruchtes Konstruktionsmaterial verwenden zu können, ist es also unbedingt notwendig, dauernd eine sehr eingehende Materialkontrolle vorzunehmen, so daß minderwertige Stellen sofort erkannt werden. Mit Hilfe der in vorliegender Arbeit behandelten Methode der Messung der Festigkeiten mittels des Dehnungskoeffizienten dürfte dieses Ziel mit einer für praktische Bedürfnisse ausreichenden Genauigkeit erreicht werden.

Rechenhilfsmittel zur Ermittlung und laufenden Kontrolle der Selbstkosten in Luftverkehrsbetrieben.

Von E. Offermann.

Es sind drei Faktoren, welche einen erheblichen Einfluß auf die Gestaltung der Selbstkosten, speziell in Luftverkehrsbetrieben, haben, und die weder bisher genügende Beachtung bei Vor- und Nachberechnungen gefunden haben, noch überhaupt als Faktoren, die außerordentlich variabel sein können, in dem Maße berücksichtigt worden sind, wie es ihnen ihrer Bedeutung nach zukommt.



Es sind das:

1. der Beschäftigungsgrad der Flugzeuge im Jahre, d. h. mit anderen Worten die Anzahl von Flugstunden, die jedes Flugzeug im Jahre zurückgelegt und die insgesamt den Umsatz des Unternehmens darstellen;

2. die stündliche Reisegeschwindigkeit (bzw. die Differenz zwischen Normal- und Reisegeschwindigkeit);

3. der Umfang des Betriebes bzw. sein Umsatz im ganzen genommen.

Die Einflüsse als solche wurden bereits am 10. April auf einem Vortragsabend der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt dargelegt und ihre Charakteristik an Hand von graphischen Darstellungen erläutert. Wie erinnerlich, fußten die Untersuchungen auf einer Methode, die, an sich in der Theorie nicht neu, allein geeignet scheint, die genannten Untersuchungen vorzunehmen. Wenn auch die grundlegende Überlegung damals ohne Kenntnis der einschlägigen verkehrstechnischen Literatur zustande kam, so haben wir doch die Pflicht, nachträglich darauf hinzuweisen, daß bereits Prof. Sax in seinem Werk »Die Verkehrsmittel in Volks- und Staatswirtschaft« die in folgendem nochmals kurz erläuterte theoretische Überlegung gegeben hat.

Die der Methode zugrunde gelegte Überlegung ist die, daß in einem Verkehrsunternehmen ausgesprochener wie in anderen Betrieben, auf die sie in ähnlicher Weise zutrifft, zwei charakteristische Kostenanteile fungieren, nämlich:

I. solche Kostenanteile, die bei vorausgesetztem Umfang des Betriebes über das ganze Jahr konstant sind,

II. solche Kostenanteile, die mit der Zahl der Flugstunden proportional sich verändern.

Es ist nach dieser theoretischen Überlegung dann so verfahren worden, daß diese Anteile der praktischen Rechnung wegen auf der Basis von 1000 Flugstunden in ein Koordinaten-System eingetragen wurden, und zwar sind auf der Abszisse die Stunden pro Jahr von 0 bis 1000, auf der Ordinate einmal die konstanten Kostenanteile, das andere Mal die proportionalen Kostenanteile beispielsweise in Mark aufgetragen worden. Dabei ist grundlegend zu beachten, daß sich diese Graphik immer auf ein aktives Flugzeug bezieht bzw. die Anteile auf ein solches reduziert sind. Deshalb sind, genau genommen, zu unterscheiden:

1. proportionale Anteile eines aktiven Flugzeuges,
2. konstante Anteile eines aktiven Flugzeuges,
3. konstante Anteile des Netzes.

Diese letzte Kategorie ist infolgedessen immer durch die Anzahl der im Betriebe aktiven Flugzeuge dividiert in das Koordinatensystem einzutragen.

Aus der geschilderten Graphik läßt sich nun zur Berechnung der Selbstkosten für jeden beliebigen Beschäftigungsgrad eine Formel ableiten, welche auf einfache Weise graphisch dargestellt werden kann. Der Beweis für die Richtigkeit der Resultate wurde in einer Veröffentlichung »Verfahren zur Vorberechnung der Selbstkosten in Luftverkehrsbetrieben und Charakterisierung anteiliger Einflüsse« in dem Beiheft 7 der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt gebracht. Da in der erwähnten Formel der Beschäftigungsgrad wie auch die Geschwindigkeit mit ihren Einflüssen Berücksichtigung finden, im übrigen, wie schon erwähnt, der Umfang des Betriebes mit seinem Einfluß auf die Selbstkosten bei der Division der konstanten Netzanteile durch die Anzahl der aktiven Flugzeuge berücksichtigt ist, haben wir in dem Endresultat der Graphik alle die Punkte sich auswirken lassen, welche, wie eingangs gesagt, von ausschlaggebendem Einfluß auf die Höhe der Selbstkosten sind.

Es ist gelungen, die im vorhergehenden erklärte graphische Ermittlung der Selbstkosten mechanisch in einem Rechenhilfsmittel[1]) wiederzugeben, welches auch ohne Kenntnis der Zusammenhänge die Buchhalterei instand setzt, in kürzester Zeit die Selbstkosten des Betriebes zu ermitteln, welche den Tarifen zugrunde gelegt werden. Es sind beispielsweise folgende Umstände, welche eine Neufestsetzung der Selbstkosten verlangen:

Der ständig schwankende Wert der Mark mit den infolgedessen sich ständig ändernden Selbstkosten, beispielsweise durch Lohnerhöhung, Erhöhung der Betriebsstoffkosten usw.

[1]) D. R. G. M. Nr. 821048.

Fahrplanänderungen, welche Veränderungen der Beschäftigungsgrade im Gefolge haben.

Vergrößerungen des Netzes, welche einen Mehrumsatz an Flugstunden mit sich bringen, ohne in demselben Maße eine Vergrößerung der Selbstkostenanteile nach sich zu ziehen.

Einstellung neuer Flugzeugtypen mit veränderter Wirtschaftlichkeit.

U. a. m.

Zu Punkt eins wäre noch zu sagen, daß eine fast tägliche Kontrolle bzw. Kontrollmöglichkeit aus solchen Fragen wie beispielsweise der Subvention, der Tarife usw. heraus unbedingt notwendig ist und eine solche Möglichkeit bisher nicht bestand. Die buchmäßige Organisation, die dazu notwendig ist, und die die rein kaufmännische nicht berührt, gestaltet sich außerordentlich einfach.

Außer der laufenden Kontrolle der Selbstkosten des eigenen Betriebes ermöglicht das Rechenhilfsmittel nach der vorliegenden Konstruktion bzw. die ganze Berechnungsmethode in außerordentlich übersichtlicher und einfacher Weise die Projektierung neuer Linien bzw. ganzer Luftverkehrsunternehmen. Es ist dabei nicht nur die Übersichtlichkeit und Einfachheit der Methode schätzenswert, sondern vor allen Dingen die durch sie gebotene Möglichkeit, in der Aufziehung des Projektes den Fall festzustellen, welcher die geringsten Selbstkosten ergibt, oder bei Überwiegen besonders einflußreicher Umstände und Verhältnisse diese mit den Selbstkosten in Einklang zu bringen oder gegeneinander abzuwägen. Dabei spielen in den Überlegungen bei solchen Projekten die Ergebnisse der obengenannten Veröffentlichung in der ZFM eine nicht unbedeutende Rolle, weswegen sie hier nochmals kurz zusammengefaßt werden sollen.

1. Der Umsatz an Flugstunden bzw. Kilometer im Jahr kann der Berechnung der Selbstkosten nicht als geschlossenes Ganzes zugrunde gelegt werden, sondern ist für jedes aktive Flugzeug gesondert zu ermitteln. Der Umsatz des einzelnen Flugzeuges wird als Beschäftigungsgrad[1]) bezeichnet.

2. Die Kosten für den Kilometer ändern sich mit dem Beschäftigungsgrad im Jahre nach einer Kurve, die einer Hyperbel ändert. Dieser Einfluß rührt lediglich von den konstanten Selbstkosten her, was bei Bemessung dieser z. B. im Hinblick auf Versicherungsfragen usw. berücksichtigt werden muß. Die bisher üblichen Beschäftigungsgrade liegen in einer Zone der Kurve, die als kritisch angesehen werden muß und der Forderung nach billigsten Tarifen nicht Rechnung trägt. Die Verminderung der konstanten Selbstkostenanteile schwächt im allgemeinen den Einfluß des Beschäftigungsgrades insofern ab, als die kritische Zone zu niedrigeren Beschäftigungsgraden hinrückt.

3. Je kleiner die stündliche Reisegeschwindigkeit (Gegenwind usw.) eines Flugzeuges ist, desto notwendiger wird sein hoher Beschäftigungsgrad.

4. Je kleiner das Verkehrsnetz bzw. der Umsatz im Jahre ist, desto notwendiger wird ein hoher Beschäftigungsgrad des einzelnen Flugzeuges.

5. Die Flugzeuge müssen so eingesetzt werden, daß möglichst der gleiche Beschäftigungsgrad für alle Flugzeuge eintritt.

Zu Punkt 5 wäre besonders noch zu sagen, daß er eine logische Folgerung aus dem Punkt 2 ist, welcher besagt, daß die Kosten für den Kilometer sich mit dem Beschäftigungsgrad nach einer hyperbolischen Kurve verändern. Es kann demzufolge der Bestimmung der Selbstkosten nicht ein Mittelwert aus den Beschäftigungsgraden mehrerer Flugzeuge zugrunde gelegt werden, sondern es muß unter Einsetzung jedes einzelnen Beschäftigungsgrades der Mittelwert aus der Summe der sich ergebenden Selbstkosten ermittelt werden. Ein Vergleich der Ergebnisse aus beiden Vorgängen würde zeigen, daß die Kilometer-Selbstkosten im ersten Falle niedriger ausfallen, wie im zweiten Fall. Daraus ist logisch zu folgern, daß die geringsten Kilometer-Selbstkosten bei gleichen Beschäftigungsgraden aller Flugzeuge eintreten werden, selbstverständlich nach Maßgabe der übrigen Einflüsse.

Bei der Berechnung der Selbstkosten pro Kilometer ist man im allgemeinen, welche Methode man auch anwenden möge, in weitgehendem Maße auf statistische Unterlagen angewiesen.

[1]) Bei Sax »Verkehrsmittel in Volks- und Staatswirtschaft« Intensität genannt.



Leider ist bei der Jugend des Luftverkehrs das statistische Material noch außerordentlich dürftig. Die Verschiedenheit der Methoden jedoch zur Berechnung der Selbstkosten ist mit ein Grund dafür, daß die Ermittlung statistischer Daten in den verschiedenen Betrieben ganz verschieden erfolgt, und sich jeder Betrieb einer verschiedenen Basis und Ausdrucksform bedient. Ein Austausch dieser Daten unter den Luftverkehrs-Gesellschaften geschieht aus erklärlichen Gründen, wenn überhaupt nur über die Fachpresse, und ein Abstellen des so gewonnenen Materials auf die einschlägigen Verhältnisse der einzelnen Betriebe ist in den meisten Fällen infolge Unkenntnis über die Ausgangsdaten unmöglich. Würde man eine einheitliche Berechnungsmethode für die Selbstkosten, wie die vorliegende, einführen, so hätte das zur Folge, daß die Ermittlung statistischer Daten durch die einheitliche Methode in eine bestimmte Norm gedrängt wird und ihre Veröffentlichung einheitlich erfolgte.

Wenn auch die vorstehenden Ausführungen lediglich auf Luftverkehrsunternehmen abgestellt sind, so leuchtet es ohne weiteres ein, daß letzten Endes jede Art Verkehrsunternehmen immer und heute in vermehrtem Maße auf eine exakte Selbstkostenberechnung angewiesen ist und durch die geschilderte Methode mit denselben Vorteilen in der Lage ist, sie anzustellen. Es bezieht sich das beispielsweise auf staatliche und private Eisenbahnen, städtische Kleinbahnen, Automobil-Verkehrsunternehmungen, wie sie beispielsweise auch die Post hat, Seeschiffahrt und anderes mehr. Exakte Selbstkostenberechnungen sind in diesen Betrieben schon deshalb besonders geboten, weil die ermittelten Kilometerkosten sich mit der Länge der Strecken multiplizieren und kleine Unterschiede den Längen der Reisen entsprechende, meist aber sehr fühlbare Preisunterschiede nach sich ziehen, die auf die Frequenz von Einfluß sein können. Schließlich ist es jedoch auch möglich, in allen den Betrieben die Selbstkosten mit der Methode zu berechnen, welche nur eine oder eine begrenzte Anzahl von gleichen Einheiten hervorbringen oder damit handeln. Als typische Vertreter dieser Kategorie seien Elektrizitätswerke und Gasanstalten genannt, welche als Produktionseinheit die Kilowattstunde bzw. den Kubikmeter liefern und ein Interesse daran haben müssen, über die Gestehungskosten derselben jederzeit ohne umständliche und zeitraubende Rechnung auf dem laufenden zu sein. Dasselbe trifft auf die Kohlenförderung jeglicher Art zu wie auch auf die Rohölgewinnung und Ähnliches. Doch wird auch, wie gesagt, der Fabrikationsbetrieb allgemein (Serienfabrikation) in der Lage sein, sich der Berechnungsmethode mit Vorteil zu bedienen, es sei denn, daß die Anzahl der Einheiten eine so große ist und diese selbst so verschiedenartig sind, daß erst komplizierte Auseinanderrechnungen notwendig werden, die schließlich die erwarteten Vorteile illusorisch machen können. Das wäre von Fall zu Fall zu untersuchen.

Die Handhabung des in Abb. 1 wiedergegebenen Rechenhilfsmittels und dieses selbst seien in nachfolgendem kurz geschildert:

Der winklig gearbeitete Rahmen trägt auf der linken Seite die Skala *a* für die konstanten Kostenanteile sowie eine konische Führung, in welcher ein feststellbarer Schlitten mit Zeiger verschiebbar ist. In derselben Weise ist die Anordnung auf der rechten Seite des Rahmens getroffen, welche zur Einstellung der proportionalen Kostenanteile bzw. der Summe der konstanten plus proportionalen Kostenanteile dient. Aus konstruktiven Gründen mußte hier der Zeiger unter die Mitte der Stellschraube gebracht werden, was durch eine Verschiebung der Skala um diesen Abstand berücksichtigt worden ist. Um die Skala der stündlichen Geschwindigkeit bis zu 70 km/h unterbringen zu können, war es notwendig, dem Rechenhilfsmittel 1500 h Beschäftigungsgrad zugrunde zu legen. Um trotzdem die einfache Rechnung auf 1000 h nicht entbehren zu müssen, ist neben der vorher besprochenen festen Skala *a* auf der rechten Seite des Rahmens eine verschiebbare Skala *b* angeordnet. Die Maßstäbe dieser beiden Skalen verhalten sich wie 1 : 1,5, und es kann also der für 1000 h ermittelte Wert auf der verschiebbaren Skala abgelesen werden, während seine tatsächliche Größe für 1500 h eingestellt ist. Praktisch wird so verfahren, daß der Nullpunkt der verschiebbaren Skala *b* auf die Summe der konstanten Kostenanteile auf der festen Skala *a* und die Summe der proportionalen auf der verschiebbaren Skala eingestellt werden.

Im oberen Teil des Rahmens ist an einem Rundstab ein Lineal *L* parallel geführt, welches auf der linken Seite einen Zeiger aufweist, der auf die horizontale Geschwindigkeitsskala *d*, auf der rechten Seite einen zweiten, welcher auf die darunterliegende Skala *c* des Beschäftigungsgrades führt. Der

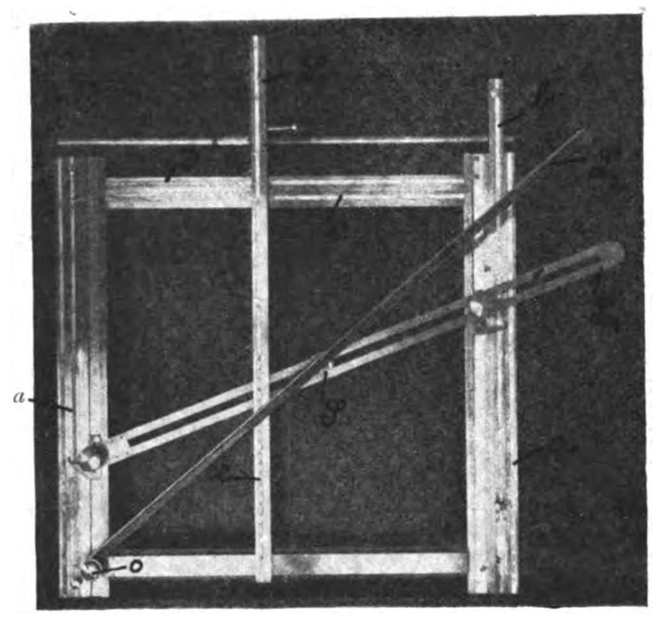


Abb. 1.

Vorgang ist nunmehr der, daß nach Einstellung des Beschäftigungsgrades der in dem Schlitzlineal *L* 1 geführte Bolzen mit Schneide *S* gegen das Lineal *L* angeschoben und festgeklemmt wird. Darauf wird dasselbe Lineal *L* mit dem linken Zeiger auf die Reisegeschwindigkeit eingestellt. Im Nullpunkt des Systems, der im Rahmen an der unteren linken Seite festgelegt ist, ist schwenkbar ein Lineal *L* 2 angebracht, welches nunmehr auf die Schneide des Bolzens *S* heruntergeklappt wird und auf der am parallel verschiebbaren Lineal *L* angebrachten Skala *e* denjenigen Punkt markiert, der die Selbstkosten für den km bestimmt und unmittelbar ablesbar macht.

Bücherbesprechung.

Taylor-System für Deutschland. Grenzen seiner Einführung in deutsche Betriebe von Dr. Fritz Söllheim. München und Berlin 1922. Druck und Verlag von R. Oldenbourg. 278 S.

Deutschland ist heute vor die Alternative gestellt, entweder zugrunde zu gehen, oder durch Produktionssteigerung sich wieder hochzuarbeiten. Es ist also unbedingte Notwendigkeit, die rationellste Methode zu finden, um durch Arbeit den Export zu erhöhen. Unter den vielen Mitteln, die zur Erreichung dieses Zieles vorgeschlagen werden, steht wohl an erster Stelle das Taylor-System, das einen Aufschwung des Wirtschaftslebens durch straffe Organisation, durch rationelle Betriebsführung und durch konzentrierte Menschenarbeit zu erreichen versucht. Viel ist über und gegen dieses System — von den Gegnern mit »Hetz-System« bezeichnet — geschrieben und gesprochen worden. Der Verfasser versucht nun eine Antwort zu geben, was von diesem Taylorismus gut und nützlich, was vor allem für Deuschland geeignet ist. Teilweise werden mit objektiver Sachlichkeit die Licht- und Schattenseiten des Taylor-Systems dargelegt, das hauptsächlich in zwei grundlegende Teile zerfällt: in eine technisch-wirtschaftliche, fortschrittliche Organisation und in eine bessere und stärkere Ausnutzung menschlicher Arbeitskräfte. Unter dem allgemein üblichen Begriff »Taylor-System« erwartet man irrtümlicherweise eine auf wissenschaftlichen Grundsätzen aufgebaute Betriebslehre, ein geschlossenes System der Betriebsführung. Taylors Ziel war freilich eine »wissenschaftliche Betriebsführung«, aber nach Ansicht des Verfassers war er zu wenig logisch und wirtschaftlich geschult, um dies Ziel zu erreichen. Die Arbeitsökonomie rationeller Betriebsorganisation besteht in dem Streben nach wirtschaftlicherer Organisation von Einkauf, Verkauf und Verwaltung, nach zweckmäßigeren Betriebsformen, nach einer Verbesserung und günstigeren Ausnützung der Arbeitsmittel, Einrichtungen und des Arbeitsmaterials. Oft ist es viel besser für die Produktionssteigerung.

gar nicht vom Taylor-System auszugehen, sondern auf Grund der örtlichen Betriebsverhältnisse die Produktionsbedingungen genau auf ihre Wirtschaftlichkeit zu prüfen. Deutschland hat diese Bewegung bereits reiche Anregungen gegeben. Und doch hat Söllheim vielleicht nicht klar genug erkannt, welche grundlegenden und für die damalige Zeit vollkommen neuen Gedanken Taylor der Industrie gegeben hatte. War er es doch, der wohl zum ersten Male in der industriellen Welt die Jahrhunderte alte Tradition des Handwerkes anzweifelte und als Mann der Praxis, der sich selbst vom einfachsten Arbeiter hochgearbeitet hatte, durch systematische, klassisch vorbildliche Versuche feststellte, mit welchem geringsten Energieaufwand und welchen besten Werkzeugen selbst einfache Arbeiten verrichtet werden konnten.

Aber dieser rationellen Arbeitswirtschaft haben wir eine soziale Menschenökonomie entgegenzusetzen, in der der Verfasser das Kulturproblem der Gegenwart sieht, den Weg zum Wiederaufstieg, die Hoffnung für unsere Zukunft. In der abendländischen Kultur ist ein Sehnen nach Berufsbefriedigung erwacht, jeder Arbeiter soll in innere Beziehung zu seiner Arbeit treten. Der Taylorismus ist der Feind dieser europäischen sozialen Kultur. Er ist an der Schwierigkeit, die Betriebslehre kulturwissenschaftlich zu verankern, gescheitert. Er hat für uns nur soweit Berechtigung, als er mit unserer sozial-politischen Entwicklung und unseren ethisch-kulturellen Zielen nicht im Widerspruch steht. Die körperliche, geistige und sittliche Entwickelung unseres Volkes muß immer höchstes Streben bleiben. Man kann dem Verfasser wohl Recht geben, daß ein starres Übertragen irgendeines Systems ohne Rücksicht auf nationale, wirtschaftliche und menschlich-psychologische Verhältnisse immer zu einem Mißerfolg führen wird, und daß in extremen Fällen auch in Amerika eine Ausbeutung von Menschenmaterial stattgefunden hat. Aus einer Überbeanspruchung der Leistungsfähigkeit von Arbeitern entstehen zweifellos große soziale Schäden und volkswirtschaftliche Nachteile. Aber das Menschenarbeitsproblem des Taylor-Systems, dessen Kernpunkt Pensum und Prämie ist, hat bei richtiger Anwendung praktische Erfolge, ohne den Menschen als solchen auszunutzen. Der Ansicht, daß allen Qualitätsleistungen ein vorgeschriebens Arbeitstempo direkt schädlich ist, widerspricht die Tatsache, daß ein großer Teil schwieriger Arbeiten in den verschiedensten Industrien nur durch rhythmisches Arbeiten oder rhythmisches Zusammenarbeiten ausgeführt werden können. Und dieser Begriff des »Arbeitsrhythmus« ist durch die psychotechnisch-wissenschaftliche Richtung bestätigt worden. Die Schaffung einer Prämie war nur die logische Folgerung aus dem Gedanken, daß eine gewisse Trägheit eines jeden Menschen in jedem Berufe durch den Anreiz einer Belohnung gedämpft oder überwunden werden kann.

Die richtige Anwendung Taylorscher Gedanken wird zu einer Methodisierung der Arbeit und zur Produktionssteigerung führen. Das außerordentlich schwierige Problem wird aber nie einseitig vom volkswirtschaftlich-sozialen Standpunkte aus gelöst werden, sondern nur in innigster Zusammenarbeit mit der werktätigen Praxis. Dipl.-Ing. H. Fraenkel.

Revue Générale de l'Aéronautique. Eine dreimonatlich erscheinende Zeitschrift im Verlage Chiron, 40 Rue de Seine, Paris. Preis Fr. 25. Sie will die neuesten Errungenschaften der letzten drei Monate auf dem Gebiete der Luftfahrt zusammenfassen. Das erste Heft für das Jahr 1922 liegt bereits vor mit folgendem Inhalt:

Huguet: Die Lehren der VII. aeronautischen Ausstellung.

Über diese Ausstellung in Paris wurde in deutschen Zeitschriften schon genügend berichtet. Vom deutschen Standpunkte aus ist jedoch eine dort erwähnte Kompensationsanordnung der Steuerruder von Farman von Wichtigkeit. Diese Anordnung ist nichts anderes wie ein Flettnersches Steuerungssystem, das während des Krieges beispielsweise an den Siemens-Groß- und Riesenflugzeugen und mit Variationen in der Ausführung bei vielen anderen zu sehen war. Bekanntlich besteht das Ursprungsprinzip der Flettnerschen Steuerung darin, daß er das Ruder nicht durch einen starren Mechanismus, sondern durch eine kleine Zusatzfläche betätigt, so daß er nicht einen Anstellwinkel beispielsweise des Höhensteuers zur Flosse, sondern einen Anstellwinkel der Zusatzfläche zum frei schwenkbaren Höhensteuer bestimmt. Diese Anordnung hat neben Vorteilen den Nachteil, daß sie bei kleinen Geschwindigkeiten, wo keine oder geringe aerodynamische Kräfte vorhanden sind, ebensolche Steuereffekte ergibt. Farman bezeichnet nun eine Anordnung, wo die Zusatzfläche lediglich zur Aufhebung der Momente am Höhensteuer dient, so daß der Anstellwinkel des Höhensteuers zur Höhenflosse, wie auch der Anstellwinkel der Zusatzfläche zum Höhensteuer zwangsläufig betätigt wird, als »Compensation Farman«. Er erhält durch diese Anordnung bei jeder Geschwindigkeit einen Steuereffekt, vermeidet jedoch die Momente, die an den sonst üblichen Rudern auftreten und besonders bei R-Flugzeugen lästig werden können. Tatsächlich ist auch diese Anordnung Flettner geschützt und trägt zu Unrecht die Bezeichnung einer französischen Erfindung. — Im übrigen werden neben der Beschreibung sonstiger Sonderkonstruktionen schematische Skizzen und die charakteristischen Daten der ausgestellten Flugzeuge gegeben.

Es folgt ein Artikel von Monnin »Das Holz in der Konstruktion der Flugzeuge«.

Hiernach werden auf nicht weniger als 42 S. von Lapresle die Resultate der Versuche im Aerodynamischen Institut zu Göttingen zusammengestellt. Diese sind lediglich aus dem bekannten Buche von Prandtl ausgezogen. Hiernach folgt ein Artikel von Roca über den »Segel- und Vogelflug«. Dieser Bericht ist fast ausschließlich ein Auszug aus der im Sonderheft der ZFM erschienenen Abhandlung von Ahlborn. Er umfaßt 44 S.

Eine weitere Abhandlung von Lehr »Die gegenwärtige Charakteristik der Flugzeugmotoren« besteht aus folgenden Abschnitten: Friedens- und Kriegsmotoren: Reduktionsgetriebe. Die Anpassung an große Höhen. Anordnung der Zylinder. Die Größe der Leistung. Das Gewicht. Spezialmotoren.

Schließlich folgt eine Bibliographie, welche in derselben Weise auch für die späteren Hefte vorgesehen ist. In ihr werden die im In- und Auslande erschienenen Abhandlungen je nach ihrem Werte kürzer oder länger besprochen. Hier soll nur die Einteilung gegeben werden und die deutschen Schriften, auf welche Bezug genommen wird, sind in Klammern zugesetzt.

1. Aerodynamik (u. a. Betz, von Parseval, Lupberger, Prandtl, Hopf).
2. Flugzeuge (u. a. die Zusammenstellung der charakteristischen Daten der Junkers-, Sablatnig-, Dornier-Flugzeuge).
3. Flugzeugbestandteile.
4. Luftballons und lenkbare Luftschiffe (u. a. das lenkbare Luftschiff Basenbach, das L. Z. 125, die Zeppeline in Amerika).
5. Schraubenflugzeuge.
6. Segelflug (Offermann, Klemperer, Langsdorff, Messerschmitt, Ahlborn).
7. Motoren (u. a. Lehr, Rohrbach, Seppeler, der 1000 PS-Rumplermotor).
8. Propeller (u. a. König, Reißner).
9. Ausgangsmaterialien.
10. Bordinstrumente und Zubehörteile (u. a. Kompaß Bamberg).
11. Organisation der Navigation in der Luft, Meteorologie (u. a. Baumann, Schmauß, Wiegand).
12. Verschiedenes (u. a. Ewald: Stereoskopie; Solff: Funkentelegraphie).

Offermann.

Maschinenuntersuchungen und das Verhalten der Maschinen im Betriebe. Ein Handbuch für Betriebsleiter — ein Leitfaden zum Gebrauch bei Abnahmeversuchen und für den Unterricht an Maschinenlaboratorien. Von Professor Dr.-Ing. A. Gramberg, Oberingenieur an den Höchster Farbwerken. Berlin 1921, Verlag von Julius Springer. »Maschinentechnisches Versuchswesen«, Bd. II. Zweite, erweiterte Auflage. Gr.-8°. XVIII und 601 S. Mit 327 Abbildungen im Text und auf 2 Tafeln.

Als ein stattlicher Band liegt die zweite Auflage von Anton Grambergs, »Maschinen-Untersuchungen« vor uns. Hinzugefügt sind fünf Abschnitte über Kompressoren und Luftpumpen, sechs über Kühlanlagen und drei mit einer allgemeinen, weit über den Aufgabenkreis des Buches hinaus wertvollen Darstellung der Bedingungen für die »wichtigste aber oft mißbrauchte wärmetechnische Maßnahme« (S. III), die Abdampfausnutzung.

Obwohl die erste Auflage (von 1918) bereits in dieser Zeitschrift[1]) von Noack eingehend gewürdigt wurde, möchten wir doch auf den reichen Inhalt und die tiefgründige Darstellung näher eingehen.

Nach einer Reihe versuchstechnischer und maschinentheoretischer Bemerkungen und Angaben über die rechtliche Seite der Abnahmeversuche — die Verworrenheit der Bestimmungen ist nicht Schuld des Verfassers; den Techniker, der mit strengen Naturgesetzen zu arbeiten gewohnt ist, stört die Willkür der Menschengesetze — folgen die wärmetechnischen Versuche (Dampfkessel und -Leitung, Verbrennung, Wärmeübertragung), die Wärmekraftmaschinen (Dampfkraftmaschinen, Turbinen, Kolbendampf- und Verbrennungskraftmaschinen mit Kolben) und die Arbeitsmaschinen (Kolben- und Kreiselpumpe, Ventilator und Verdichter), endlich die Regelungsvorgänge. Den Luftfahrtechniker geht vor allem an, was über Flugmotoren gesagt ist: Anpassung der Schraube an die Motorleistung, S. 27; Abnahme der Leistung mit zunehmender Höhe (S. 345), eine allzu kurze und nach den Messungen im Höhenprüfstand, die trotz Noacks[1]) Wunsch leider nicht berücksichtigt wurden, wie nach Versuchen von Tizard[2]) nicht zutreffende Angabe; Einfluß der Drehzahl auf das Drehmoment und dessen Messung nach dem Rückdruckverfahren bei Schnelläufern (S. 403 bis 405).

Im einzelnen kann auch unsere Fachsprache aus den scharfsinnigen Unterscheidungen Nutzen ziehen, z. B. zwischen »Wir-

[1]) ZFM **11**, Heft 14, vom 31. Juli 1920, S. 210.

[2]) Vgl. den Bericht bei E. Everling, Zur Wertung von Höhenrekorden, ZFM **11**, Heft 9, vom 15. Mai 1920, S. 122 und 123, Anm. 2.

kungsgrad« und »Gütegrad« oder zwischen »Aufnahme« (kg/h) und »Verbrauch« (kg/PSh oder kg/kWh) — in seinen Bezeichnungen folgt Gramberg den Normen des AEF, deren Wert für die Wirtschaftlichkeit geistigen Schaffens sich nur dadurch voll auswirken kann, daß maßgebende Forscher und Lehrer sich ihnen bewußt unterordnen; der Verfasser hat sogar große Mühe darauf verwendet!

Dem aufmerksamen Leser fallen einzelne kleine Unstimmigkeiten in den Zahlenbeispielen und im Text, weniger in den meist ausreichend beschrifteten und besonders klaren Abbildungen auf. Störend wirkt in einem Lehrbuch für Betriebsmessungen die oft zu große Genauigkeit der berechneten Zahlen im Gegensatz zur Streuung der Meßwerte in den zahlreichen lebenswahren Beispielen. Auch das grundsätzlich verkehrte Abrunden von Rechenschieberablesungen auf halbe Stellen (Angabe einer 5 in überzähliger Dezimale) sollte vermieden werden. Endlich ist stellenweise Maschinentechnisches als bekannt erörtert, wird aber einige Abschnitte später ausführlich erklärt, z. B. das Indikatordiagramm, S. 221 u. f., dem weiterhin ein besonderer Abschnitt gewidmet wird.

Aber der Kritiker reibt sich nur an Einzelheiten. Was das Werk im ganzen so wertvoll macht, wertvoll weit über den Bereich der Abnahmeprüfungen hinaus, nach den Erfahrungen des Berichters auch für wissenschaftliche und praktische Untersuchungen an Teilen oder Modellen geplanter Maschinen, wie bei der Erörterung von Meßanlagen und Versuchsergebnissen, das ist die Fülle praktischer Erfahrung, die aus jeder Zahlentafel, ja aus jeder Zeile spricht, das ist die vorbildliche Selbstkritik, die den Leser an Fehlern der eigenen Beispiele lernen läßt, die auch auf ungeklärte Unstimmigkeiten hinweist, das ist die messerscharfe Durchdringung auch des scheinbar rohen oder gezwungenermaßen lückenhaften Versuches mit wissenschaftlichem Geist, der selbst in die Verworrenheit widerspruchsvoller Lieferverträge Ordnung und Klarheit bringt. Everling.

Verslagen en Verhandelingen van den Rijks Studiedienst voor de Luchtvaart, Amsterdam, Deel I 1921.

Die holländische Reichs-Versuchsanstalt für Luftfahrt hat mit einer sehr wertvollen Publikation begonnen, ihre Ergebnisse den an der Luftfahrttechnik Interessierten zugänglich zu machen. Den holländisch geschriebenen Abhandlungen sind immer ausführliche Inhaltsangaben in Englisch, Französisch und Deutsch beigegeben, so daß auch der Leser, der nicht holländisch versteht, durch diese Inhaltsangaben und die zahlreichen Tabellen, Kurventafeln und Abbildungen sich den wesentlichen Inhalt nutzbar machen kann.

Das bisher erschienene erste Heft enthält zunächst eine Beschreibung des Windkanals, der zunächst nach Eiffelschem Muster gebaut war, dann aber schrittweise immer mehr verbessert worden ist. Die erreichte Geschwindigkeitsverteilung ist angegeben. Auch der Einfluß der Aufhängungsart der Modelle auf die Meßergebnisse ist untersucht, wobei sich zeigte, daß dieser Einfluß recht beträchtlich sein kann. Eine Untersuchung ist den Geschwindigkeitsmessern, hauptsächlich den verschiedenen Formen von Pitotrohren gewidmet, eine andere den Windfahnen zur Messung der Luftstromrichtung.

Die Motorenabteilung berichtet über Versuche mit einem 185-PS-Opel-B. M. W.-Motor unter Änderung der Vergaserdüsen, der Ventileinstellungen, des Verdichtungsverhältnisses und der Brennstoffmischung. Weitere Untersuchungen betreffen die Materialprüfung, so u. a. Dauerprüfungen von Duralumin, ferner Festigkeitsproben und mikroskopische Untersuchungen an nahtlos geschweißten Stahlrohrkonstruktionen der Fokkerwerke. Die zahlreichen Proben zeigten, daß die Zuverläßigkeit autogener Schweißung von Stahlrohren anderen Verbindungsarten nicht unterlegen ist.

Den weiteren Veröffentlichungen des Rijks-Studiedienst wird man mit großem Interesse entgegensehen dürfen. Prandtl.

A Treatise on Airscrews. Von Whyrill E. Park, A. R. C. Sc., Whitworth Scholar. The Directly-Useful (D. U.) Technical Series. London 1920. Verlag von Chapmann und Hall. 8°, 308 S. mit zahlreichen Abbildungen, Tafeln usw., Preis 21/- net.

Dieses Werk stellt sicherlich ein so vollständiges Handbuch des Luftschraubenbaues dar, wie es die Literatur bisher nicht aufzuweisen vermochte. Verf., der bei der Lang Propeller Ltd. tätig ist, hat dabei sich bemüht, die Treibschraube vom Standpunkte des wissenschaftlich arbeitenden Konstrukteurs aus so eingehend zu behandeln, daß das Werk gleichzeitig auch ein Lehrbuch der Luftschraubenkonstruktion darstellt. Das ist ihm gelungen. Dafür ist allerdings die Hubschraube auf nur 1½ Seiten recht stiefmütterlich behandelt.

Das Buch gliedert sich in einen Teil, der den Entwurf, und in einen zweiten, der die Ausführung der Luftschraube behandelt. Im ersten Teil werden die theoretischen Unterlagen, Versuchswerte von Luftschraubenprofilen, die Durchrechnung eines Entwurfs und seine Beurteilung an Hand bekannter Wertungs-Kennlinien, die Festigkeitsberechnung und Änderungen im Entwurf eingehend besprochen. Mehrfach betont wird dabei vom Verfasser die Zweckmäßigkeit der Untersetzung von solch hohen Motordrehzahlen, wie sie heute besonders im Auslande üblich sind. Ferner wird seiner Meinung nach heute der Tatsache, daß durch unsymmetrische Anordnung von Widerstand bietenden Teilen im Schraubenstrahl in der Luftschraube Schwingungserscheinungen hervorgerufen werden können, die den Wirkungsgrad erheblich zu beeinträchtigen vermögen und die Schraube ungünstig beanspruchen, noch zu wenig Beachtung geschenkt. Dieser Umstand scheint nicht nur bei solchen Druckschrauben, die etwa hinter Flügelteilen od. dgl. umlaufen, sondern auch bei Flugzeugen mit luftgekühlten Motoren, deren Zylinderköpfe meist ja frei im Schraubenstrahl liegen müssen, von einiger Bedeutung zu sein. Interessant ist es in diesem Zusammenhange auch, daß Verfasser den theoretischen Wirkungsgrad einer normal angeordneten Druckschraube mit nur rd. 83 vH von dem einer Zugschraube annimmt. Den Einfluß des Schraubenstrahls scheint dagegen Verfasser wohl nicht ganz richtig erfaßt zu haben. Wenn er schon die Drehung des Schraubenstrahls vernachlässigt, die aber eigentlich nach Erfahrungen der Praxis durchaus nicht so unbedeutend ist, wie man gemeinhin anzunehmen geneigt ist, so können die Randverluste innen am Flügel (d. h. an den Trennstellen und Ausschnitten der Flügel) durch den Schraubenstrahl doch nicht — wie Verfassser meint — erhöht, sondern im Gegenteil nur vermindert werden, da ja der Randwiderstand nach Prandtl und Betz der Luftgeschwindigkeit umgekehrt verhältig ist. Die Gleitzahl der vom Schraubenstrahl beaufschlagten Flügelteile mit Trennstellen und Ausschnitten könnte also durch einen rein translatorischen, nicht turbulenten Schraubenstrahl an sich kaum verschlechtert werden.

Viel eingehender hätte außerdem die Leistungsabnahme mit der Höhe und ihr Zusammenhang mit dem Schraubenzug behandelt werden müssen. Ebenso wird auf die Theorie der Verstellschraube sowie auf bedeutsame Ausführungen dieser Art leider nicht so ausführlich eingegangen, wie wir es gern in einem Handbuch dieser Art gesehen hätten.

Der zweite Buchteil behandelt vorwiegend die praktische Seite, die Holzauswahl, den Aufbau von zwei- und vierflügligen Luftschrauben, das Fräsen der Flügelblätter und das Bohren des Nabenteiles, Auswuchten, Lacken, Beschlagen und Beziehen von normalen Luftschrauben und schließlich die Prüfung solcher in Werkstatt und Betrieb. Ein letzter Abschnitt geht des näheren auf Sonderbauarten, wie Sperrholz-Luftschrauben und Metallluftschrauben, die aber leider viel zu kurz wegkommen, ein. Ein Anhang bringt sechs Musterentwürfe von Schrauben für verschiedene Flugzeugarten und außerdem Vorschriften, die während des Krieges von den englischen Militärbehörden herausgegeben worden sind. Für Metallbeschläge an den Blattenden eignet sich in erster Linie das Duralumin. Interessant ist der vom Verfasser angestellte Vergleich zwischen elastisch biegsamer und starrer Luftschraube. Bei französischen Luftschraubenausführungen findet sich meist die erstere Art unter Verwendung von sehr flachen Blattprofilen. Ihre Lebensdauer ist infolge der bald auftretenden Ermüdungserscheinungen im Holz geringer. Außerdem neigt sie zum Flattern. Dafür sind diese Schrauben aber sehr leicht und passen sich Drehmomentschwankungen des Motors leichter an, schonen ihn also sehr. Der Engländer bevorzugt starrere Schraubenbauarten.

Ein großer Vorzug des Werkes, das in Inhalt und Ausstattung gleich hoch zu bewerten ist, besteht darin, daß der Verfasser die Luftschraube stets nicht als ein »Ding an sich«, sondern als einen Teil des Luftfahrzeuges behandelt. Das Werk wird zweifellos auch für den deutschen Luftschraubenkonstrukteur von hohem Interesse sein. Weyl.

Untersuchungen über laminare und turbulente Strömung. Von Dr. L. Schiller (Leipziger Habilitationsarbeit). Berlin 1922, Verlag des Vereines deutscher Ingenieure. Für den Buchhandel: Verlagsbuchhandlung Julius Springer. Forschungsarbeiten auf dem Gebiete des Ingenieurwesens. Heft 248. Gr. 8°. 36 S. Mit 29 Textabbildungen und 8 Zahlentafeln.

Warum bei gewissen Geschwindigkeiten die Fadenströmung unstabil wird, und bei welchem Strömzustand das eintritt, hat die Theorie noch nicht völlig klären können. Der Versuch ergab bisher eine »obere« kritische Reynoldssche Zahl, bei der jede Strömung, auch bei Vermeiden aller Störungen, wirblig werden muß, und eine »untere«, jenseits der jede Turbulenz sich ausgleicht.

Schiller zeigt durch sorgfältige Messungen, daß bei genügend langer Anlaufstrecke sich zu jeder Einlaufstörung eine bestimmte kritische Geschwindigkeit einstellt. Er gibt eine Näherungstheorie für die Entwicklung der laminaren Geschwindigkeitsverteilung im Anlauf und als Folgerung eine Korrektur für den Englerschen Zähigkeitsmesser, endlich Beobachtungen über den Einfluß einer Abrundung des Einlaufstückes. Der Inhalt des Heftes, aus der Fachpresse übrigens teilweise bekannt, ist also für den Strömungsfachmann äußerst wertvoll. E.

Teuerungszahl des Buchhandels am 30. Dezember: 600.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

„Deutsch de la Meurthe", der große internationale Flugpreis, wurde am 30. September auf dem Flugplatz von Etampes ausgetragen. Es waren 300 km, in dreimal 100 km gestaffelt, zurückzulegen. Um den Preis zu gewinnen, mußte eine mittlere Stundengeschwindigkeit von 280 km erreicht werden. Fünf Flieger starteten: der Engländer Herbert James, der Italiener Brack-Papa und drei Franzosen: Sadi-Lecointe, Casale und Lasne. Brack-Papa erreichte eine mittlere Stundengeschwindigkeit von 288 km, Sadi-Lecointe eine solche von 325 km, aber nur für die ersten 100 km. Den Preis hat der Flieger Lasne davongetragen, der die ersten 100 km in 20 min $41^4/_5$ s, die 200 km in 41 min $27^1/_5$ und die 300 km in 1 h 2 min $11^4/_5$ s zurücklegte. Er erreichte also eine mittlere Stundengeschwindigkeit von 281 km. (Das Auto, Nr. 21/1922.) **22/48. 4.**

Weltluftverkehr.

Ein internationaler Luftfahrtkongreß in London soll Ende Juni 1923 abgehalten werden, nachdem der letzte im November 1921 in Paris getagt hatte. Den Vorsitz des Generalausschusses für den Kongreß wird voraussichtlich der Herzog von York, den Vizevorsitz Lord Weir übernehmen. Ein Organisationskomitee, in dem alle Zweige des britischen Luftfahrtwesens einschließlich des Luftministeriums vertreten sind, ist bereits mit dem Herzog von Sutherland als Vorsitzenden gewählt worden. Der Kongreß wird für alle Länder, die Unterzeichner der internationalen Luftfahrtkonvention oder Mitglieder der F. A. I. sind, offen sein. Der Kongreß wird eine Woche lang dauern, Vorträge werden mit Besuchen der verschiedenen Luftfahrzeugfabriken und Einrichtungen abwechseln. Das Royal Air Force Pageant wird voraussichtlich so gelegt werden, daß es in die Kongreßwoche fällt; außerdem wird der Königliche Aeroklub eine Rennveranstaltung organisieren.

Der Kongreß darf nicht mit der britischen Luftkonferenz verwechselt werden, die jedes Jahr vom Luftministerium einberufen wird. Diese ist nur interner Natur und behandelt ausschließlich Luftfahrtangelegenheiten des britischen Reichs. Der Kongreß dagegen hat internationalen Charakter und soll das Glied einer Reihe von Zusammenkünften sein, die in verschiedenen Ländern abgehalten werden und auf denen sich Fachleute zur Erörterung der technischen und wissenschaftlichen Luftfahrtprobleme treffen. **22/47. 3.**

Deutschland.

Funktelephonische Wetternachrichten werden von der Hauptfunkstelle Norddeich auf ungefähr 53° 36,4′ N, 7° 8,5′ O regelmäßig täglich zweimal, und zwar 10 bis 15 min nach Beendigung der funktelegraphischen Abgabe des Wetterberichts, die um 11,15 vormittags und 10,30 nachmittags erfolgt, auf den Wellen 600 und 1800 m verbreitet. (Nachrichten für Seefahrer, Nr. 3496/22.) **22/48. 3.**

Dänemark.

Ein Segelflugpreis für das Überfliegen des Sundes in Höhe von 1000 dänischen Kronen wurde von der Kopenhagener Zeitung »Politiken« ausgesetzt. Der Sund kann an jeder beliebigen Stelle und in beliebiger Richtung von Dänemark nach Schweden oder umgekehrt überflogen werden, nur muß ein ununterbrochener motorloser Flug vorliegen. Die Bewerbung um den Preis steht Dänen wie Ausländern offen. (Automobilwelt-Flugwelt, Nr. 44/1922.) **22/47. 4.**

Kolumbien.

Ein Tätigkeitsbericht der Deutsch-Kolumbianischen Luftverkehrsgesellschaft enthält interessante Einzelheiten über die Entwicklung des Luftverkehrs in Kolumbien. Die Gesellschaft, die 1919 mit 100000 Goldpesos gegründet wurde und die ihr Kapital jetzt auf 200000 Pesos erhöht hat, hatte von der Regierung das Recht zur Postbeförderung auf bestimmten Strecken und zur Ausgabe von Luftpostmarken erhalten (21/36. 31). Sie betreibt einen regelmäßigen Luftverkehr mit sechs Junkers-Ganzmetall-Wasserflugzeugen, die den Tropenverhältnissen angepaßt und mit B. M. W.-Motoren ausgestattet sind, zurzeit auf folgenden Strecken:

Barranquilla—Girardot (1000 km),
4 Zwischenlandungen,
Girardot—Neiva (150 km),
Barranquilla—Cartagena (120 km).

Geplant ist außerdem ein Luftverkehr Barranquilla—Santa Marta. Durch die Benutzung der Luftpost werden außerordentliche Zeitersparnisse gemacht. So braucht das Flugzeug auf der Strecke Barranquilla—Girardot ca. 8 bis 9 h, ein Luftpostbrief mit dem Bestimmungsort Bogota daher nur insgesamt 30 h. Die Zeit würde noch um die Hälfte verkürzt werden können, wenn die Bahn Girardot—Bogota Nachtverkehr hätte. Ein Brief, mit den gewöhnlichen Beförderungsmitteln (Dampfer) auf der gleichen Strecke Barranquilla—Bogota versandt, würde im besten Falle acht Tage brauchen.

Sehr groß ist die Zeitersparnis bei der Überseepost. (Gewöhnliche Post Europa—Bogota 6 Wochen, mit Luftpost 4 Wochen.) Zu diesem Zwecke hat die Gesellschaft, die insgesamt 15 Agenturen unterhält, eine Agentur in New York, in Panama und Hamburg (Kolumbianisches Generalkonsulat, Steinstr. 137) eingerichtet. Außer dem regelmäßigen Luftverkehr werden Gelegenheits- und Erkundungsflüge ausgeführt. Bemerkenswert war der Sonderflug Barranquilla—Cali, der von dem Flugzeugführer v. Krohn auf der 1200 km langen Strecke in 7 h ohne Zwischenlandung ausgeführt wurde.

Statistik der Gesellschaft
(vom 1. Juli 1921 bis 30. Juni 1922).

Monate	Zeit St.	Zeit Min.	Entfernung km	Postsendung kg	Wertsendung kg	Passagiere	Nutzlast
1921 Juli—Dezember	685	43	90 672	$1551^1/_2$	1674	379	30 563
1922 Januar	130	36	16 450	$331^1/_2$	$67^1/_2$	79	5 396
Februar	89	19	10 820	$224^1/_2$	104	35	2 706
März	128	38	16 440	268	371	66	5 909
April	120	05	15 670	298	106	72	4 631
Mai	103	05	13 000	350	45	72	5 459
Juni	141	35	19 990	361	66	97	7 217
	1397	81	183 042	$3384^1/_2$	$2433^1/_2$	800	61 881

22/48. 11.

Schweden.

Die erste schwedische Luftfahrt-Ausstellung in Gotenburg 1923 (22/47. Wochenschau) (20. Juli bis 12. August) wird nach dem Ausstellungsprogramm folgende Gruppen umfassen:

Gruppe A Flugzeuge,
» B Ballonfahrzeuge,
» C Gleitboote und Schraubenflieger,
» D Motoren und Luftschrauben,
» E Herstellung usw.,
» F Allgemeine Ausrüstung für Luftfahrzeuge,
» G Material und Halbfabrikate,
» H Flughäfen,
» I Wissenschaft, Literatur, Konstruktionen, Erfindungen usw.,
» K Propaganda.

Die endgültige Anmeldung muß auf besonderem Vordruck bis spätestens den 1. Januar 1923 der Ausstellungsleitung zugestellt werden.

Zur Propagierung der Ausstellung im Auslande sind besondere Ausschüsse in Berlin, London, Paris, Rom und Washington eingesetzt worden. **22/48. 10.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugzeugbau. Geräuschloses Flugzeug. — Ch. Dollfus, L'Aéronautique, Bd. 22, Nr. 36/1922, S. 145/147 (5 Sp., 2 Skizz., 1 Lichtb.).

Auspuff und Luftschraube Hauptträger der störenden Geräusche am Flugzeug. Bei englischen Versuchen auf Dämpfung des Schraubenlärms Herabsetzung der Drehzahl, andere erfolgreiche Wege bisher nicht vorhanden. Ausführliche Beschreibung zweier besonderer Auspuffarten von Schneebeli und Birger, die auf wirksame Kühlung der Abgase vor Austritt und auf große Austrittsquerschnitte führen. (Im allgemeinen werden diese Ausführungen der Auspufftöpfe einen Aufwand an Kosten und Luftwiderstand erfordern! D. Ber.) Wr. **22/47. 6.**

Flugzeugbau. Allgemeines über europäische (nichtdeutsche) Verkehrsflugzeuge (Report on the general design of Commercial-Aircraft). — Edward P. Warner, 113. Technischer Aufsatz des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt (National Advisory Committee for Aeronautics, Technical Note Nr. 113), Sept. 1922, S. 1/9 (19 S., 1 Skizze der Waschraumanordnung im Handley-Page W 8 B-Verkehrsdoppeldecker).

Erfahrungen auf europäischen (nichtdeutschen) Luftlinien mit D. H. 34, Handley-Page W 8 B-, Farman-»Goliath«-, Potez IX-, Spad S. 33-, Fokker F III-Verkehrsflugzeugen.

Sitzeinrichtung: Korbstühle mit Kissen leicht und bewährt. Die stark gepolsterten und sehr gut gefederten Sitze des Fokker-Eindeckers sehr bequem, können aber möglicherweise Neigung zur Luftkrankheit fördern. Bei neuen Flugzeugen ist auch Fokker zu den gebräuchlichen Sitzen übergegangen.

Belüftung: In einigen Fällen ganz vernachlässigt. Erschwerung ist geringe Größe der Abteile. Handley-Page-Flugzeuge haben kleine Entlüftungsöffnungen im Abteildach. Wirksam ist das Öffnen der Fenster, was bei Kälte aber sehr unangenehm ist. Fenster sind meist zu klein oder können nicht weit genug aufgemacht werden. Der Fokker-Eindecker ist darin am günstigsten; die englischen Flugzeuge befriedigen ebenfalls. Schiebefenster sind Klappfenstern vorzuziehen. Der Potez-Doppeldecker hat viel zu kleine Fenster, dabei ist sein Abteil äußerst eng. Die Scheiben müssen genügend Durchblick gewähren und dürfen nicht gefärbt sein (Potez-Doppeldecker) und sollen aus splitterfreiem Glas bestehen. Beim Farman-»Goliath« und dem Spad besteht eine Verbindung zwischen Führerraum und Abteil, die nicht geschlossen werden kann; die Heizung ist daher erschwert. Außerdem ergibt sich beim Spad beim Öffnen eines Fensters ein sehr starker Luftzug im Abteil.

Lärm: Schalldämpfung überall vernachlässigt. Dafür steckt man dem Luftreisenden vor Antritt des Fluges Watte in die Ohren. Sonst bleibt er taub. Unterhaltung während des Fluges nur beim D. H. 34, der eine sehr lange Auspuffleitung hat, möglich. Dieser Doppeldecker hat noch die beste Schalldämpfung, befriedigt aber darin auch nicht. Danach kommen der Farman-»Goliath« und der Handley-Page, bei denen allerdings jede Unterhaltung ausgeschlossen ist. Etwas schlechter ist der Fokker mit geöffneten Fenstern. Am übelsten sind Potez und Spad. Zum Lärm tragen neben dem Auspuff die Vibrationen des Flugzeuggerüstes selbst viel bei. Beim Fokker stört vor allem das Flattern der Rumpfbespannung auf dem Stahlrohrgerüst.

Sitzanordnung: Der Farman-»Goliath« hat zwei Abteile, eines vor dem Führerraum und eines dahinter; dazwischen ist ein schmaler Verbindungsgang, in dem gewöhnlich der Motorwart sitzt. Wenn einer der Reisenden durch den Gang will, muß der Motorwart seinen Sitz wegnehmen und sich unter den Führersitz verkriechen. Rücksitze dürften nicht vorgesehen sein; auch ist es falsch, einen Reisenden (wie z. B. beim Spad) neben den Führer in den Führerraum zu setzen. Dieser Sitz sollte einem Hilfsführer vorbehalten bleiben, wie es bei englischen Flugzeugen üblich ist. Fokker hat die beste Anordnung von fünf Reisenden in einem Abteil. Der Potez-Doppeldecker hat vier Sitze in einem so engen Abteil, daß die Sitze erst entfernt werden müssen, wenn die Reisenden einsteigen wollen. Einer der hinteren Sitze verstellt die Tür. Überdies ist zwischen vorderen und hinteren Sitzen etwa in halber Mannshöhe noch ein Stahlrohr quer durch das Abteil gezogen, unter dem die vorderen Reisenden durchkriechen müssen, um an ihre Plätze zu kommen. Wenn alle vier an ihrem Platz sind, reicht aber der Raum aus. Abteilhöhe überall reichlich genug bemessen. Sitze mit Gummiunterlage befestigt. Anschnallgurte nur im Spad, erscheinen überflüssig und ängstigen die Reisenden sehr.

Abteiltüren: Türen überall nur an einer Rumpfseite vorgesehen, sind fast stets ausreichend bemessen, nur beim Potez zu klein. In einigen der genannten Flugzeuge ist der Einstieg ohne fremde Hilfe beinahe ein akrobatisches Kunststück zu nennen. Dem sicheren Türverschluß überall Beachtung geschenkt. Verriegelung bei Fokker einwandfrei, wird aber oft genug nicht geschlossen. Beim Farman-»Goliath« kann im Fluge die Tür nicht aufgehen, weil eine Rumpfverspannung quer über die Tür gezogen ist. Vor dem Öffnen der Tür muß diese Verspannung gelöst werden.

Gepäckunterbringung: Gepäckbeförderung auf dem Luftwege billiger als Eilgut. Bei französischen Verkehrsflugzeugen wird das Gepäck gewöhnlich im Abteil untergebracht, das ist auch gut angängig, weil diese Flugzeuge nur wenig besetzt sind. Besondere Gepäckräume beim D. H. 34 und beim Handley Page. Beim D. H. 34 Gepäckraum hinter dem Abteil, was gelegentlich sehr schlechte Lastverteilung ergibt. Handley Page hat einen vorderen und einen hinteren Gepäckraum.

Innenausstellung der Abteile: Am geschmackvollsten beim Fokker, danach bei den englischen Flugzeugen. In allen Flugzeugen mit Ausnahme der französischen Ankündigungen und Verhaltungsmaßregeln für die Reisenden (nicht rauchen, nichts zum Fenster hinauswerfen usw.). Im Farman-»Goliath« darf geraucht werden. Nützlich ist die Anbringung eines Höhen- und Geschwindigkeitsmessers im Abteil, wie beim Handley-Page.

Führersitz und Verständigung: Für die Reisenden ist der vornliegende Führerraum sympathischer. Verständigungsmöglichkeit zwischen Führer und Reisenden erwünscht. Dies ist bei allen Flugzeugen mit Ausnahme des Fokker-Eindeckers möglich.

Einrichtung des Führerraumes: Sichtbereich für Verkehrszwecke in allen Fällen ausreichend. Fokker-Eindecker nach oben und rechts blind. Keines der genannten Flugzeuge hat Vorkehrungen für Doppelsteuerung. Nur beim D. H. 34 ist ein zweiter Sitz im Führerraum für einen Hilfsführer vorgesehen. Bordgerät-Ausstattung entspricht gewöhnlich der von Kriegsflugzeugen. Beim D. H. 34 und dem Handley-Page jedoch außerdem Wendezeiger und Neigungsmesser. Staurohr-Wendezeiger beim Handley-Page, Kreiselsteuerzeiger beim D. H. 34.

Ausblick aus dem Abteil: Am besten beim Farman-»Goliath«, danach beim Fokker. Ausblick im allgemeinen befriedigend, nur beim Spad mit geöffneten »Bullaugen« schlechter.

Sicherheit: Das weit vorspringende Abteil des Farman-»Goliath« ist beim Überschlag sehr gefährdet.

Waschräume: Beim Handley-Page, D. H. 34 und Farman-»Goliath« vorhanden. Sind nicht sehr befriedigend. Einrichtung beim Handley-Page am besten (Skizze). W. **22/48. 13.**

Flugzeugbeschreibung. Bellanca-Verkehrseindecker. — x., Illustrierte Flug-Woche, Bd. 4, Nr. 23, 8. Nov. 1922, S. 275/276 (2 Sp., 1 Lichtb.).

Der Motor leistet vermutlich mehr als 90 PS; aber auch dann erscheinen die Leistungsangaben noch übertrieben. Vor allem ist die Nutzlast zu hoch angegeben. W. **22/48. 14.**

Flugzeugbeschreibung. Hanriot HD24-Kolonialdoppeldecker (Metallflugzeug). — L'Aérophile, Bd. 30, Nr. 15/16, 1./5. Aug. 1922, S. 241—243 (5½ Sp., 1 Lichtb., 4 Skizz.).

Normaler zweistieliger und verspannter Doppeldecker mit gleich großen, geteilten Flügeln ohne V- und Pfeilstellung. Profil ähnelt Joukowsky-Flügelschnitt mit scharfer Keilschneide. Duraluminholme mit Duraluminrippen, die aus U-Profilen zusammengesetzt sind. Stiele und Stielbeschläge ebenfalls aus Duralumin. Stiellänge regelbar. Profildrähte. Hauptholm von Kastenquerschnitt etwa im Viertel der Flügeltiefe, besteht aus einem rechteckig gezogenen Rohr. Querruder nicht entlastet, sind anscheinend in beiden Flügeln angeordnet. Seitenruder entlastet. Höhenflosse ähnlich wie das Flügelgerippe aufgebaut, ist im Fluge einstellbar. Rumpf in sich starr, ohne Innenverspannung, besitzt rechteckigen, sehr hohen Querschnitt und ist teilbar. Oberflügelmittelteil auf kurzen Baldachinstreben gelagert. Vier Längsholme aus Duralumin mit Stahlbeschlägen, die demnächst durch Bronze- oder Hartaluminiumstücke ersetzt werden. Robustes, breites Fahrgestell mit beidseitig drei Streben aus Duralumin, die in einem Bügelschuh zwischen zwei

Hilfsachsen eine Achse mit zwei Rädern tragen. Gummifederung. Kreuzverspannung in Stahlblechrahmen gelagert. Zwei Lamblin-Kühler zwischen den Fahrgestellstreben am Rumpf. Militärflugzeug für die französischen Kolonien (T. O. E.), kann als Zwei- und Dreisitzer geflogen werden und ist als Bomben-, Kranken- oder Verkehrsflugzeug (6 Reisende und 200 kg Gepäck) verwendbar. Konstruktion Pouit. Flugzeug wird gegenwärtig erprobt.

Motor Lorraine	370	PS
Spannweite in beiden Flügeln	13,13	m
Flügeltiefe in beiden Flügeln	1,92	m
Länge	9,60	m
Höhe	3,50	m
Tragfläche	46	m²
Leergewicht	1,57	t
Nutzlast (normal)	0,9	t
Fluggewicht bei Vollast	2,82	t
Flächenbelastung	61,3	kg/m²
Leistungsbelastung (370 PS)	7,64	kg/PS
Geschwindigkeit in Bodennähe	180	km/h
Geschwindigkeit in 5 km Höhe	165	km/h
Rechnerische Gipfelhöhe	5	km.

W. **22/48. 17.**

Materialkunde. Elektronmetall. — C. Irresberger, Zeitschrift für Metallkunde, Bd. 14, Nr. 10, Okt. 1922, S. 403/404 (2½ Sp., o. Abb.). W. **22/47. 9.**

Materialkunde. Geschmiedete (gepreßte) Metallteile. — C. Irresberger, Zeitschrift für Metallkunde, Bd. 14, Nr. 10, Okt. 1922, S. 402/403 (2 Sp., o. Abb.). W. **22/47. 11.**

Materialkunde. Ermüdungserscheinungen von Metallen (New Tests in Fatigue of Metals). — Automotive Industries Bd. 46, Nr. 23, 8. Juni 1922, S. 1270—1280 (2 Sp., o. Abb.).

Versuchsergebnisse: Unterhalb einer bestimmten spezifischen Belastung zeigen die Materialien keinerlei Ermüdungserscheinungen; diese treten unmittelbar oberhalb dieser »Ermüdungsgrenze« auf, und zwar um so stärker, je mehr die spezifische Belastung wächst. Bestimmte Beziehung zwischen der Elastizitätsgrenze und der Ermüdungsgrenze wider Erwarten nicht feststellbar. Dagegen wurde ein naher Zusammenhang der letzteren sowohl mit der Bruchgrenze als auch mit der Brinell-Härte herausgefunden. Nach mikroskopischen Untersuchungen zeigen besonders nicht homogene Materialien Ermüdungserscheinungen; wechselnd beanspruchte Maschinenteile daher so gleichförmig als möglich ausführen. Wr. **22/48. 19.**

Motorbau. Gabelwinkel für gleichmäßige Zündfolge bei mehrreihigen Verkehrsmotoren. — H. Schrön, Motorwagen, Bd. 26, Nr. 16, 10. Juni 1922, S. 307—312 und Nr. 17, 20. Juni 1922, S. 329—333 (19 Sp., 11 Zahlt., zahlreiche Skizzen). Wr. **22/47. 13.**

Motorbeschreibung. Passung der Motorauflager auf den Motorholmen bei den Napier-»Lion«-Flugmotoren. — Mitteilung für Werkmeister Nr. 10 von 1922 des englischen Luftministeriums (10 Zl., o. Abb.).

Bei den Napier-»Lion«-Motoren wird vielfach das Metall auf der Innenseite der Lagerfüße weggefeilt, um ein Klargehen des Motors auf den Motorträgern zu ermöglichen. Wenn nicht zuviel festgenommen wird, ist das nicht bedenklich, vorausgesetzt, daß nach dem Feilen kein scharfer Grat stehen bleibt, in dem Risse unvermeidlich sind. W. **22/47. 14.**

Motorbeschreibung. Vom italienischen Flugmotorenbau. — Luftfahrt, Bd. 26, Nr. 2, 2. Februar 1922, S. 27 (1 Zahlt. o. Abb.).

Erst im Laufe des Krieges hat sich Italien eine eigene Motorenindustrie geschaffen. Es begann mit der getreuen Nachbildung der Mercedes-Flugmotoren und entwickelte danach selbst Bauarten, die aber immer noch stark das deutsche Vorbild erkennen lassen. Als erster konnte sich der 160 PS Jsotta-Fraschini-Motor größere Bedeutung verschaffen. Neuerung: Auf Gußzylindern werden die Kühlwassermäntel durch eine Anzahl kleiner Schrauben befestigt. Neben diesen setzten sich auch die 240 und 280 PS Fiat-Motoren durch, von denen der letzte bereits mit Aluminiumkolben ausgerüstet ist. Der 220 PS Spa-Motor wurde 1917 als erster Höhenmotor herausgebracht. Die leistungsfähige Firma Ansaldo lieferte 1918 einen 450 PS-Motor. Nach Abschluß des Krieges entstand ein 700 PS Fiat-Motor, zwölf Zylinder in V angeordnet, wassergekühlt, mit oben liegenden Steuerwellen, vermag sich jedoch nicht durchzusetzen. Wr. **22/47. 15.**

Motorkühlung. Elementenkühler. — Allgemeine Automobil-Zeitung, Bd. 23, Nr. 35, 2. Sept. 1922, S. 37 (1½ Sp., 1 Skizz., 2 Lichtb.). Wr. **22/48. 21.**

Motorkühlung. Kühlerbauarten nach Junkers. — Go. Allgemeine Automobil-Zeitung, Bd. 23, Nr. 42/43, 24. Okt. 1922, S. 38/39 (2 Sp., 1 Abb., 10 Skizz.). Wr. **22/48. 22.**

Motorschmierung. Forschungen zum Brennstoffproblem (Ölverbrauch). — H. Chase, Automotive Industries, Bd. 46, Nr. 26, 29. Juni 1922, S. 1416/1418 (3 Sp., 3 Skizz.).

Durch Herabdrücken der tragenden Lauffläche der Kolbenringe Verminderung des Ölverbrauchs, Eindrehen, Absetzen oder Abschrägen der Außenfläche. Bei Übertreibung tritt erhöhter Verschleiß ein. Bohrungen in den Kolbenringnuten zum Ablauf senken ebenso den Ölverbrauch. Bei porösem Aluminiummaterial fallen diese Bohrungen fort. Wr. **22/48. 23.**

Motorteile. Entwurf von Zylindern für luftgekühlte Motoren (Experience in Development of Cylinders for Air-Cooled Engines). — S. D. Heron, Automotive Industries, Bd. 46, Nr. 12, 23. März 1922, S. 657—661 (9 Sp., 2 Schaub., 1 Zahltaf.).

Nach dem heutigen Stande der Erfahrung sind an den Zylinder eines guten Hochleistungsmotors folgende Anforderungen zu stellen:

1. Volumetrischer Wirkungsgrad 80—85 vH,
2. Mittlerer Arbeitsdruck mindestens 9 kg/cm² bei Normaldrehzahl und einem größten Brennstoffverbrauch von 250 g/PSh,
3. Abgabe von 14 WE/min/PS durch äußere Kühloberfläche des Zylinders. Der Grenzwert 270° C als Temperatur der Außenwand darf keinesfalls überschritten werden; Normalwert 160° C.

1. Versorgung mit Kühlluft.

Der an den einzelnen Punkten verschiedene Wärmezustand des Zylinders fordert entsprechende Kühlwirkung; sie muß am

Italienische Flugmotoren (zu 22/47. 15).

Motor und Muster	SAML —	Jsotta-Fraschini V 4 B	SPA 6 A	Fiat A 12 bis	Fiat A 14	Fiat A 15 R	Fiat A 18
Kühlung	Wasser	Wasser	Wasser	Wasser	Wasser	Wasser	Wasser
Kolben	Aluminium	—	Aluminium	Aluminium	Aluminium	Aluminium	Aluminium
Zylinderzahl	6	6	6	6	12	12	9
Ventilzahl je Zylinder	2	2	2	4	4	4	4
Bohrung . . . mm	130	130	135	160	170	120	—
Hub . . . mm	145	180	170	180	210	150	—
Normale Drehzahl . . . U/min	1200	1300	1600	1600	1500	2300/1500	1800
Normale Leistung . . . PS	110	160	200	280/300	600	400	300
Höchst-Drehzahl . . . U/min	1400	—	1650	1800	1700	—	2000
Höchst-Leistung . . . PS	120	180	220	320	700	425	320
Motorgewicht (leer) . . . kg	132	—	250	—	—	360	230
Motoreinheitsgewicht (leer) . kg/PS	1,1	—	1,13	—	—	0,85	0,72
NfLBericht	—	21/2. 60	21/1. 53	21/39. 37	Flugarchiv 1717	Flugarchiv 0908	20/12. 18

Auspuffventil am wirksamsten sein, daher unmittelbar anblasen. Luv- und Lee-Seite der Luftströmung schaffen wohl Temperaturunterschiede, doch ohne wesentlichen Einfluß.

2. Zylinderentwurf.

Fehler im Entwurf hinsichtlich Wärmezustand sind weder durch Material guter Leitfähigkeit noch durch übermäßige Kühlung ausgleichbar. Die Außenluft bestimmt den Temperaturzustand des Zylinders. Steigerung der Lufttemperatur vermindert das Ladegewicht, anderseits auch die Kühlleistung, so daß gewisser Ausgleich vorhanden. Überwachung der Zylinder- und Vergasertemperatur erforderlich. Versuche, durch den eintretenden Gemischstrom die heißen Teile des Zylinderkopfes zu kühlen, sind mißlungen. Folgen: Verringerung des Ladegewichtes und Überhitzungserscheinungen. Für 1 PS und 1 min erforderliche Verbrennungsluftmenge 0,043 m³. Verhältnis von Verbrennungsluft zur Kühlluft 1:24,5. Wassergekühlte Motoren sind Wärmespeicher, bei luftgekühlten wirken verstärkte Zylinderwandungen in diesem Sinne

3. Ergebnisse eines richtigen Entwurfs:

Mit dem besten Verdichtungsverhältnis, der normalen Wandungstemperatur und einem Brennstoffluftgemisch vom Gewichtsverhältnis 1:12÷1:13 wird höchste Leistungsausbeute bei einem Brennstoffverbrauch von 250 g/PSh erreicht (vgl. Zahltafel).

Gemischzusammensetzung und Zylindertemperaturen
(zu 22/47. 16).

Leistung PS	Brennstoff-verbrauch g/PSh	Luft-Brennstoff-Gewichts-verhältnis	Zylinderkopf-temperaturen °C
32,8	0,70	10,5	144
33,2	0,64	11,4	158
33,3	0,57	12,9	180
32,9	0,54	13,5	172
30,6	0,51	15,4	158

Ein einfacher Zylinderentwurf ergibt einen Brennstoffverbrauch von 300÷450 g/PSh.

Zylinderkopfentwurf.

Sowohl in Leistungsausbeute als auch in Kühlwirkung ist der kugelförmige Zylinderkopf dem flachen überlegen.

Zylindermaterial.

Englische Aluminiumlegierung: 7 vH Kupfer, 1 vH Zinn, 92 vH Aluminium. Kühlrippenmaße bei Aluminiumgußzylindern: Breite 25—28 mm, Stärke am Zylinderkopf 3,5 mm, Stärke unten 2 mm, Abstand der Rippen 9 mm. Gußstahlzylinder neuerdings mehr verlassen. Englische Versuche mit Kupfer brachten nicht den gewünschten Erfolg. Ventilführungen aus Aluminium-Bronze. Wr.

22/47. 16.

Motorvergasung. Vergasung weniger flüchtiger Brennstoffe. — F. Mock und M. Chandler, Automotive Industries, Bd. 46, Nr. 25, 22. Juni 1922, S. 1372/1376 (9 Sp., 1 Zahltaf., 1 Schaub., 7 Skizz.).

Petroleum, Mischungen von Benzin und Schwerölen in Verbindung mit Alkohol, Benzol oder anderen nicht klopfenden Bestandteilen in Motoren verwendbar unter Berücksichtigung der drei folgenden Forderungen:

1. Überall gleichförmige Mischung von Brennstoff und Luft, keine Brennstofftropfen im Gemischstrom.
2. Mit Rücksicht auf Forderung 1 niedrigste Ladetemperatur.
3. Schnelle Anpassung an Luft- und Geschwindigkeitswechsel.

Vier Grundarten der Vorwärmung von Brennstoff und Luft mit Hilfe der Auspuffgase:

a) Gemischheizung, Vorwärmung der Ansaugrohre hinter dem Vergaser.
b) Brennstoffheizung.
c) Brennstoffheizung und teilweise Vorwärmung der Luft.
d) Strahl von Luft-Brennstoffteilchen unmittelbar gegen geheizte Fläche geworfen.

Stärke der Beheizung abhängig von der Jahreszeit, daher Änderung der Heizflächengröße tunlichst automatisch. (Erläuterung mit Beurteilung von Vergasungseinrichtungen dieser Art an Hand von Skizzen.) Wr. **22/48. 24.**

Strömungslehre. Vergleichsverfahren für Flügelpolaren bei Aufhängung an Druck- oder Saugseite (Méthode permettant pour les essais des ailes d'avions, au Laboratoire Eiffel, d'obtenir des polaires comparatives selon que les attaches sont prises en dessus on en dessous de l'aile). — G. Eiffel, L'Aérophile, Bd. 30, Nr. 15/16, 1./15. Aug. 1922, S. 227/230 (7 Sp., 4 Zahltaf., 4 Schaub. u. Skizz.).

Bei Modellflügeln, die durch Spindeln oder dünne Stangen mit der Wage verbunden sind, zeigt sich ein erheblicher Unterschied in den Meßergebnissen, je nachdem die Befestigung auf der Ober- oder Unterseite des Flügels erfolgt. Befestigung auf der Flügeloberseite wesentlich schlechter. Die Stangenbefestigung soll aber gegenüber der (Göttinger) Drahtaufhängung beibehalten werden, da die Eigenwiderstände der starren Befestigung geringer sind.

Nach Lapresle ergibt sich unter Verwendung der Prandtlschen Tragflügeltheorie und der Betzschen Umrechnungsformeln, daß der schädliche Einfluß der Befestigung auf dem Flügelrücken einer Verschlechterung des Seitenverhältnisses gleichwertig ist; der induzierte Widerstand ist also erhöht. Dagegen bleibt bei einer Zirkulation von gegebener Geschwindigkeit, d. h. bei einem gegebenen Auftriebsbeiwert, der Profilwiderstand bei beiden Befestigungsarten gleich, vorausgesetzt, daß die Befestigungen selbst im Verhältnis zum Modellflügel kleine Abmessungen haben, was für die Eiffelschen Messungen als zutreffend angenommen werden kann. Umrechnung von einer Messung mit einer Befestigungsart auf eine Messung mit einer anderen mit Hilfe der Prandtlschen Beziehung für den induzierten Widerstand. Es ergibt sich so für die Verschlechterung der Polare durch Befestigung an der Oberseite ein Seitenverhältnis von

$$\lambda' = \frac{b}{t} = \frac{b^2}{F} = \lambda - x$$

worin λ' das Seitenverhältnis des Flügels mit Befestigung auf der Saugseite,
λ das Seitenverhältnis des Flügels mit Befestigung auf der Druckseite,
b die mittlere Spannweite (m),
t die mittlere Flügeltiefe (m), und
F die Tragfläche (m²) darstellt, und
x im Mittel etwa den Wert 2 besitzt.

Eine Nachprüfung der gefundenen Beziehung im Windkanal ergab eine ausgezeichnete Übereinstimmung mit der gewonnenen Beziehung.

Die so berichtigten Meßergebnisse von Eiffel decken sich so gut als irgend möglich mit den Meßwerten der Göttinger Versuchsanstalt. W. **22/48. 25.**

Windkanäle. 1,2 m M. I. T.-Windkanal des technologischen Instituts Massachusetts. — W. Miller und J. Markham, Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 20, 23. Januar 1922, S. 472—473 (3 Sp., 1 Schaub., 3 Lichtb.).

Der Kanal ist eine Venturi-Bauart mit kreisförmigen Durchflußquerschnitten. Gesamtlänge 12,8 m. Längen-Durchmesser-Verhältnis 10,5. Saugglocke 3,5 m lang, Mündungsdurchmesser 2,9 m, die Schnittkurve der Oberfläche ist eine Ellipse mit den Halbachsen 0,84 m und 3,5 m. Versuchsraum: Länge 1,8 m, Dmr. 1,2 m. Die gerade gehaltene hintere Kanalhälfte 7,5 m lang, hat am Gebläseende einen Mündungsdurchmesser von 2,3 m. Der Kanal ruht auf einem Eisenfachwerk, besonderer Wert ist dabei auf die Sicherung gegen Längskräfte gelegt. Kanalwandungen, aus 32 Längshölzern bestehend, sind an der Innenseite der Saugglocke mit einer 38 mm dicken Pflastermasse belegt und durch Schablone abgeglichen; Innenseite des geraden Kanalteils mit Birkensperrholz ausgekleidet. Zur Erzeugung der Strömung dient eine Verstelluftschraube, die von einem 10 PS-Elektromotor mittels Kettenanzug angetrieben wird. Mit 40 vH Überlastung des Motors beträgt die Strömungsgeschwindigkeit 27 m/s. Für den Wirkungsgrad der Windkanalanlage wird die Formel aufgestellt:

$$\eta = \frac{E_s}{E_s \times E_a} \cdot 100 \qquad \text{in vH},$$

worin bezeichnen:
E_s = sekdl. Strömungsenergie im Versuchsraum in mkg/s,
E_a = von außen aufzuwendende Leistung in mkg/s,
η = Wirkungsgrad in vH.
Es ergibt sich zu:

$$E_s = \frac{\gamma}{2g} \cdot F \cdot v^3,$$

$$\text{worin } \frac{\gamma}{g} = \frac{1}{8} \text{ (Massendichte der Luft)},$$

F = Querschnittsfläche am Austritt, Saugglocke in m²,
v = Geschwindigkeit im Versuchsraum in m/s.

Für 27 m/s ergibt sich für die Anlage ein Wirkungsgrad von 56,7 vH. Wr. **22/50. 31.**

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Berlin W 35, Blumeshof 17 pt. Telephon: Lützow 6508.

Postscheckkonto: Berlin 228 44.

1. Der **nächste Sprechabend der WGL** findet am 13. Januar 1923, 7 Uhr abends, statt:

Dipl.-Ing. Naatz spricht über »Aerodynamische Versuche an Luftschiffen und Typ eines neuen Verkehrsluftschiffes« mit Lichtbildern (II. Teil).

2. Die Mitglieder unserer Gesellschaft erhalten beim Bezuge durch unsere Geschäftsstelle das im Verlag Richard Karl Schmidt & Co. erschienene **„Handbuch für Flugzeugkunde"** mit 15 vH Rabatt. Der Grundpreis der einzelnen Bände ist;

»Aerodynamik« von Fuchs & Hopf . . . . M. 25.—,
»Prüfung, Wertung und Weiterentwicklung von Flugmotoren« von Dechamps und Kutzbach . » 15.—,
»Kühlung und Kühler für Flugmotoren« von Pfülz » 7.—,
»Flugzeuginstrumente« von Bennewitz . . . . . . » 15.—,
»Funkentelegraphie für Flugzeuge« von Niemann » 20.—.

Die z. Zt. bestehende Teuerungszahl beträgt 600.

3. Wegen der **Erhöhung der Mitgliederbeiträge für das Jahr 1923** wurde in der am 15. Dezember 1922 stattgefundenen Sitzung des Vorstandsrates beschlossen, den Mitgliedern ein Rundschreiben zugehen zu lassen. Dasselbe wird vor Ablauf dieses Jahres zum Versand kommen.

4. Vom 1. Januar 1923 ab erscheint unsere »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftfahrt« bis auf weiteres nur alle 4 Wochen. Dafür erhalten unsere Mitglieder alle 4 Wochen kostenlos den »Luftweg« zugesandt. Die beiden Zeitschriften werden den Mitgliedern in 14 tägigem Zwischenraum immer abwechselnd zugestellt.

5. Infolge der erst jetzt wieder **enorm gesteigerten Portokosten** teilen wir nochmals mit, daß in Zukunft auf Anfragen nur eine Antwort erfolgen kann, wenn auch das **Rückporto beigefügt** ist.

6. **Neuaufnahmen:**

Ordentliche Mitglieder:

Prof. Constantin Boklewsky, Petrograd-Janovka (Rußland), Polytechnikum Nr. 23.
Dir. Kurt Lutz, Mannheim C. 4. 11.
Dir. Wolfgang Harlan, Berlin-Neuwestend, Mecklenburgallee 2.
stud. ing. H. Helmbold, Assistent an der Modellversuchsanstalt, Göttingen, Wiesenstr. 15.
Dipl.-Ing. Otto Thomsen, Ziebigk bei Dessau, Luisenstr. 21.
Herbert Stuckhardt, Berlin W. 15, Pfalzburgerplatz 12.
Hellmuth Weinschenk, Berlin NW. 7, Prinz Louis Ferdinandstr. 2.
Dir. M. H. Bauer, Berlin-Friedrichshagen, Hahnsmühle.
Ziviling. Paul Prill, München, Cuvilliesstr. 1.
Dr.-Ing. E. Moeller, Friedrichshaven a/B., Jettenhauserstr. 8.
Nikolaus Wagner Edler von Florheim, Krems a. D.
Friedrich Griensteidl, Wien III, Ungarstr. 48.
Dr. Klaus Gettwart, Berlin W. 10, Kaiserin Augustastr. 72.
Emil Neumann, Kaufmann, Meiningen, Sedanstr. 14.
Alexander Puhaca, Berlin W. 15, Bayerischestr. 29.
Dipl.-Ing. Willi Hirschfeld, Neubabelsberg bei Potsdam, Berlinerstr. 148.

Ab 1. Januar 1923 aufgenommen:

Werner Oxé, Magdeburg, Falkenbergstr. 7.
Ing. Hermann Heinrich, Berlin SW. 29, Fidicinstr. 18.
Leutnant Bischoff, Dresden, Kaserne 177, Bucherhaus.
cand. mech. Siegfried Günter, Hannover, Königswortherstr. 29.
Obering. Johannes Schwengler, Berlin-Friedenau, Hertelstr. 11.
Walther Lohmann, Student, Aachen, Techn. Hochschule.
Walther Kleffel, Berlin W. 30, Heilbronnerstr. 8.
cand. ing. Erich Schatzki, Darmstadt, Riedeselstr. 42.
stud. mach. Walter Günter, Hannover, Gustav Adolfstr. 15.

Außerordentliche Mitglieder:

Schiffsbauabteilung im Polytechnikum, Petrograd-Jasnovka (Rußland).
Bahnbedarf A.-G., Darmstadt.

Ab 1. Januar 1923 aufgenommen:

Deutsche Flugtechnische Vereinigung, Buenos-Aires, Calle Sarmiento 643.

7. **Adressenänderungen:**

Dr.-Ing. Gehlen, Villingen, Waldstr. 31.
Marinebaurat Bröking, Kiel, Blücherstr. 31.
Dr.-Ing. Schwerin, Berlin-Halensee, Paulsbornerstr. 10.
Dipl.-Ing. M. Schrenk, Böblingen Wttbg., Haus Seeger.
Kurt Bauch, Friedrichshafen a/B., Luftschiffbau.
Dipl.-Ing. Paul Hjelt, Helsingfors, Flygstaben, Sandhamm.
R. Spies, Darmstadt, Roßdorferstr. 78.
Dir. Kurt Hiehle, Berlin W., Hohenzollernstr. 5a.
Prof. P. Meyer, Delft, Heemskerkstraat 19.
Max Frantz, Bad Tölz, Bahnhofplatz 7.
Hptm. Hesse, Oranienbaum bei Dessau, Franzstr. 12.
Ed. Amstutz, Zürich, Plattenstr. 46.
Ing. Leo Kirste, Wien IV, Karlsplatz 13, Aeromech. Laborat.

8. Von den ordentlichen zu den lebenslänglichen Mitgliedern traten über:

1. Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. Schütte.
2. Major Wilberg.

Der Geschäftsführer:
Krupp.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.




KYFFHÄUSER-TECHNIKUM
HÖH. TECHN. LEHRANSTALT FÜR
LUFTFAHRZEUGBAU
(STAATSAUFSICHT)
FRANKENHAUSEN AM KYFFH.


Haupt-Werke
Schweinfurt am Main
F&S
Kugellager
Das vollkommenste System
für Automobile-Flugzeuge
Maschinen aller Art
Transmissionen-
Hebezeuge u.s.w.
Schweinfurter Präzisions-Kugel-Lager-Werke
Fichtel & Sachs
Schweinfurt a.M
Grösste und älteste Kugellager-Spezialfabrik


MESSTER CONCERN



Druck von R. Oldenbourg in München.

